



Universidad Carlos III de Madrid

Departamento de Mecánica de Medios Continuos y Teoría de Estructuras

Grado en Ingeniería Mecánica

TRABAJO FIN DE GRADO

# MODELIZACIÓN NUMÉRICA Y ANÁLISIS DE UNA UNIÓN ATORNILLADA MEDIANTE ELEMENTOS FINITOS

Alumno: Jesús Moreno Vicente

Tutor: Jorge López Puente

Leganés, Julio de 2013

## **Resumen**

Las uniones atornilladas son elementos a tener muy en cuenta en cualquier tipo de estructura o mecanismo. Han de transmitir los esfuerzos entre los distintos componentes del ensamblaje aportando la suficiente resistencia para evitar el fallo. Para prevenir este fallo se tienen que llevar a cabo multitud de ensayos de laboratorio representando diferentes tipos de uniones y solicitaciones. Pero la realización de estos ensayos es algo muy costoso. Como alternativa se presenta la modelización de estos ensayos mediante métodos numéricos.

En el presente proyecto se ha modelizado mediante elementos finitos una unión atornillada entre dos placas y se ha estudiado su comportamiento al ser sometido el sistema a un esfuerzo de tracción. Como referencia se ha tomado el modelo experimental ensayado por A. Riccio y L. Marciano en su artículo "*Effects of Geometrical and Material Features on Damage Onset and Propagation in Single-lap Bolted Composite Joints under Tensile Load*" [1]. Se han representado 2 configuraciones distintas de forma detallada de las recogidas en el artículo, y a parte se ha generado otro modelo más simplificado. Para ello se ha empleado el software de elementos finitos Abaqus 6.12.

Por último se ha llevado a cabo una comparación de los resultados obtenidos en los modelos de elementos finitos con los obtenidos por A. Riccio y L. Marciano en el ensayo experimental, con el fin de validar el método numérico empleado en este proyecto.

## Índice General.

<b>Capítulo 1. Introducción y Objetivos .....</b>	<b>7</b>
1.1    Introducción .....	8
1.2    Objetivos .....	9
 <b>Capítulo 2. Estado del Arte.....</b>	<b>10</b>
2.1    Materiales Compuestos.....	11
2.2    Uniones Atornilladas .....	16
2.3    Artículo de Referencia.....	21
2.4    Método de los Elementos Finitos .....	25
 <b>Capítulo 3. Modelo de Elementos Finitos de Detalle.....</b>	<b>29</b>
3.1    Resumen del modelo y configuraciones analizadas.....	30
3.2    Descripción geométrica del modelo .....	30
3.3    Modelización de los materiales .....	31
3.4    Modelización de cada parte del conjunto .....	36
3.5    Descripción del análisis.....	39
 <b>Capítulo 4. Modelo de Elementos Finitos Simplificado .....</b>	<b>41</b>
4.1    Resumen del modelo .....	42
4.2    Geometría y materiales .....	42
4.3    Modelización del elemento conector .....	43
4.4    Descripción del análisis.....	45
 <b>Capítulo 5. Resultados y Conclusiones .....</b>	<b>46</b>
5.1    Resultados del ensayo experimental.....	47
5.2    Resultados del modelo FEM detallado: configuración 2.....	49
5.3    Resultados del modelo FEM detallado: configuración 4.....	54
5.4    Resultados del modelo FEM simplificado.....	56
5.5    Conclusiones.....	60
5.6    Trabajos Futuros .....	60
 <b>Capítulo 6. Bibliografía .....</b>	<b>10</b>

## Índice de Figuras.

<b>Figura 1.</b> Propiedades mecánicas de la matriz, del refuerzo y del material compuesto obtenido a partir de la combinación de ambos .....	11
<b>Figura 2.</b> Panel Sándwich de aluminio con nido de abeja .....	12
<b>Figura 3.</b> Ejemplo de laminado con configuración cuasi-isótropa.....	13
<b>Figura 4.</b> Comparación relativa de algunas propiedades básicas de los materiales compuestos, el aluminio y el acero. ....	14
<b>Figura 5.</b> Contribución del material compuesto en el avión Airbus A350.....	15
<b>Figura 6.</b> Contribución del material compuesto en el avión Boeing 787 .....	15
<b>Figura 7.</b> Modos de fallo en uniones atornilladas entre laminados. ....	18
<b>Figura 8.</b> Delaminación en ensayo de compresión.....	20
<b>Figura 9.</b> Descripción geométrica de las distintas configuraciones del modelo. ....	21
<b>Figura 10.</b> Descripción visual del ensayo. ....	24
<b>Figura 11.</b> Modelo FEM ensamblado.....	31
<b>Figura 12.</b> Características geométricas del modelo.....	31
<b>Figura 13.</b> Representación del inicio y evolución del daño según Hashin. ....	34
<b>Figura 14.</b> Comportamiento lineal de daño de un elemento cohesivo. ....	35
<b>Figura 15.</b> Detalle de la malla en las placas. ....	36
<b>Figura 16.</b> Secuencia de apilado en cada placa de composite.....	37
<b>Figura 17.</b> Malla del conjunto tornillo-tuerca.....	38
<b>Figura 18.</b> Condiciones de contorno del análisis FEM.....	39
<b>Figura 19.</b> Modelo FEM simplificado. ....	43
<b>Figura 20.</b> Comportamiento de la unión en el ensayo experimental: configuración 2 .....	47
<b>Figura 21.</b> Comportamiento de la unión en el ensayo experimental: configuración 4 .....	48
<b>Figura 22.</b> Deformada del modelo FEM: configuración 2 .....	49

<b>Figura 23.</b> Detalle a sección 1/2 de la unión: configuración 2 .....	<b>49</b>
<b>Figura 24.</b> Comportamiento de la unión en el modelo FEM detallado: configuración 2 .....	<b>50</b>
<b>Figura 25.</b> Comparativa del comportamiento de la unión entre el modelo FEM detallado y el ensayo experimental: configuración 2 .....	<b>50</b>
<b>Figura 26.</b> Daño en la matriz debido a tracción a una carga de 9 kN .....	<b>51</b>
<b>Figura 27.</b> Daño en la matriz debido a compresión a una carga de 9 kN .....	<b>52</b>
<b>Figura 28.</b> Daño en la fibra debido a tracción a una carga de 9 kN .....	<b>52</b>
<b>Figura 29.</b> Daño en la fibra debido a compresión a una carga de 9 kN .....	<b>53</b>
<b>Figura 30.</b> Daño en el cohesivo a una carga de 9 kN .....	<b>53</b>
<b>Figura 31.</b> Comparativa del comportamiento de la unión entre el modelo FEM detallado y el ensayo experimental: configuración 4 .....	<b>54</b>
<b>Figura 32.</b> Tensiones de Von Mises en el contorno del agujero de la placa de aluminio .....	<b>55</b>
<b>Figura 33.</b> Comparativa del comportamiento de la unión entre el modelo FEM simplificado, el modelo FEM detallado y el ensayo experimental: configuración 2 .....	<b>56</b>
<b>Figura 34.</b> Daño en la matriz debido a tracción a una carga de 10 kN. Modelo simplificado .....	<b>58</b>
<b>Figura 35.</b> Daño en la matriz debido a compresión a una carga de 10 kN. Modelo simplificado .....	<b>58</b>
<b>Figura 36.</b> Daño en la fibra debido a tracción a una carga de 10 kN. Modelo simplificado .....	<b>59</b>
<b>Figura 37.</b> Daño en la fibra debido a compresión a una carga de 10 kN. Modelo simplificado .....	<b>59</b>

## Índice de Tablas.

<b>Tabla 1.</b> Configuraciones del ensayo .....	<b>21</b>
<b>Tabla 2.</b> Propiedades del titanio.....	<b>23</b>
<b>Tabla 3.</b> Propiedades del aluminio.....	<b>23</b>
<b>Tabla 4.</b> Propiedades del HTA 7/6376 .....	<b>23</b>
<b>Tabla 5.</b> Propiedades del HTA 7/6376 en el modelo FEM .....	<b>32</b>
<b>Tabla 6.</b> Energías de fractura .....	<b>35</b>

## Índice de Ecuaciones.

<b>Ecuación 1.</b> Fallo a tracción de la fibra .....	<b>33</b>
<b>Ecuación 3.</b> Fallo a compresión de la fibra.....	<b>33</b>
<b>Ecuación 3.</b> Fallo a tracción de la matriz.....	<b>33</b>
<b>Ecuación 4.</b> Fallo a compresión de la matriz.....	<b>33</b>
<b>Ecuación 5.</b> Energía disipada por tracción de la fibra .....	<b>34</b>
<b>Ecuación 6.</b> Energía disipada por compresión de la fibra .....	<b>34</b>
<b>Ecuación 7.</b> Energía disipada por tracción de la matriz .....	<b>34</b>
<b>Ecuación 8.</b> Energía disipada por compresión de la matriz.....	<b>34</b>
<b>Ecuación 9.</b> Rigidez del fastener a Pull-Through .....	<b>34</b>
<b>Ecuación 10.</b> Longitud efectiva del fastener.....	<b>34</b>
<b>Ecuación 11, 12 y 13.</b> Rigidez del fastener a cortadura.....	<b>34</b>

# **CAPÍTULO 1**

## **INTRODUCCIÓN Y OBJETIVOS**

## 1.1 INTRODUCCIÓN

Las uniones atornilladas son el método de unión más empleado para el ensamblaje de cualquier sistema mecánico o estructura. Aportan cierta flexibilidad garantizando a su vez una buena sujeción entre las distintas piezas que unen. Además facilitan el montaje y desmontaje del sistema y, al contrario que las uniones pegadas o soldadas, permiten la unión de distintos materiales con distintos procesos de fabricación: materiales compuestos, metales, plásticos, etc.

En contraposición a las ventajas que aportan este tipo de uniones, hay que tener en cuenta que acarrearán concentraciones de tensiones en el entorno del agujero en el que va a ir alojado el tornillo. Esto puede inducir en un fallo de la unión al estar sometida a una determinada sollicitación. Se puede producir tanto el fallo del elemento de unión como de los materiales que une.

En este proyecto se ha modelizado mediante el código de elementos finitos Abaqus una unión atornillada de dos placas. Se han estudiado dos combinaciones distintas de materiales de las placas: ambas placas de material compuesto en un caso, y material compuesto y aluminio en otro. Con ello se ha analizado la influencia de los materiales a unir en el fallo de la unión.

En uniones atornilladas entre materiales compuestos laminados, el fallo se suele producir por las delaminaciones interlaminares del material compuesto en las proximidades del borde del agujero. La delaminación consiste en el despegue de las distintas láminas que forman el compuesto, debido a la diferente tensión tangencial que se da en cada una de ellas. Cuando se produce este fenómeno se reducen drásticamente las propiedades del material compuesto, disminuyendo la rigidez y capacidad resistente del mismo, lo cual puede desembocar en el fallo del composite.



## 1.2 OBJETIVOS

Con el fin de predecir el comportamiento de uniones atornilladas, en este proyecto se ha analizado una unión mediante un tornillo de dos placas solapadas sometidas a un esfuerzo de tracción. Se ha tomado como modelo de referencia el ensayo de forma experimental en el artículo de A. Riccio y L. Marciano [1]. Todos los análisis se han llevado a cabo mediante el código de elementos finitos Abaqus.

Se han realizado dos análisis mediante dos modelizaciones distintas del mismo problema descrito en el artículo tomado de referencia:

1. Modelo de detalle: se ha representado fielmente la realidad del ensayo experimental utilizando elementos tridimensionales en Abaqus. El tornillo se ha modelado según la geometría del mismo. De este modelo se han realizado dos configuraciones distintas en cuanto al material de las placas a unir: composite-composite y aluminio-composite.
2. Modelo simplificado: en este caso se ha optado por simplificar la representación del modelo empleando únicamente elementos bidimensionales y modelizando el tornillo mediante un elemento conector propio de Abaqus.

El objetivo de estos análisis es correlar los resultados obtenidos en el ensayo experimental del artículo de referencia con el modelo detallado de Abaqus, y posteriormente con el modelo simplificado. Si los resultados obtenidos en los modelos de elementos finitos se aproximan a los del ensayo experimental, se podrán validar estos métodos de análisis de uniones atornilladas.

La simulación previa de uniones atornilladas mediante un modelo de elementos finitos validado evita la necesidad de realizar el ensayo experimental. Esto reduce tiempos y sobre todo costes. Esta reducción de costes en los ensayos previos a la fabricación de un producto se traduce directamente en una disminución de costes del producto en sí, y por lo tanto una mayor competitividad en el mercado.

Si además de poderse validar el modelo de elementos finitos detallado, se puede validar también el modelo simplificado, se va a conseguir un método de análisis aún más eficiente. El modelo simplificado conlleva menores tiempos y menores costes computacionales, repercutiendo de nuevo sobre el coste final del ensayo y por tanto del producto.

# **CAPÍTULO 2**

## **ESTADO DEL ARTE**

## 2.1 MATERIALES COMPUESTOS

En ciencia de materiales recibe el nombre de material compuesto o composite la combinación de dos o más materiales diferentes en forma o composición a escala macroscópica. Los constituyentes retienen sus identidades, es decir, no se disuelven ni se funden completamente en uno de ellos, aunque actúan en conjunto. Normalmente, los componentes pueden ser físicamente identificados y exhiben una intercara de separación entre ellos.

Los materiales compuestos suelen estar constituidos por dos fases independientes: matriz y refuerzos.

- La matriz es la encargada de transmitir los esfuerzos al componente reforzante. Es la responsable de las propiedades físicas y químicas del compuesto. Además protege al componente de refuerzo del medio ambiente y establece la cohesión en el material. La matriz puede ser metálica, cerámica u orgánica. La más empleada suele ser la matriz orgánica.
- Los refuerzos son los que asumen la mayoría del esfuerzo frente a una sollicitación, aportando las propiedades mecánicas al composite.

En la figura 1 se ven las curvas de tensión-deformación de materiales tipo para el caso de la matriz y de los refuerzos, y de la combinación de ambos.

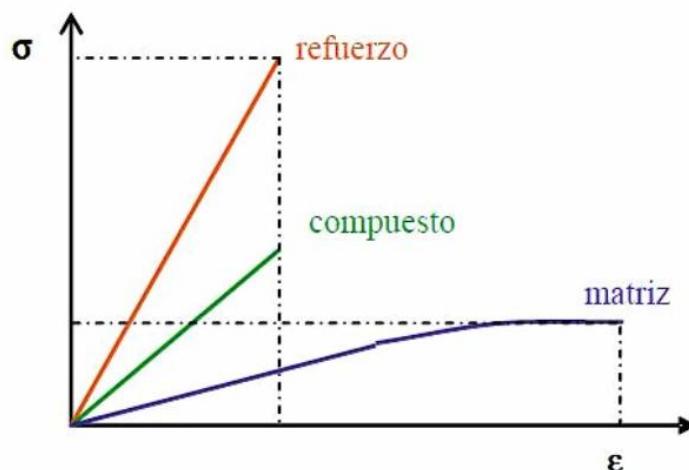


Figura 1. Propiedades mecánicas de la matriz, del refuerzo y del material compuesto obtenido a partir de la combinación de ambos.

## ➤ CLASIFICACIÓN

Según su disposición estructural, los materiales compuestos se pueden dividir en tres grandes grupos: reforzados con partículas, reforzados con fibras y materiales compuestos estructurales.

- Los composites reforzados con partículas están compuestos por partículas de un material duro y frágil dispersas de manera discreta y uniforme, rodeadas por una matriz más blanda y dúctil.
- En el caso de los refuerzos con fibras, el agente reforzante son elementos en forma de hilo, que aportan elevadas propiedades mecánicas en la dirección longitudinal de las fibras. Estos materiales son anisótropos, ya que sus propiedades dependen de la dirección en la que se midan.
- Se consideran materiales compuestos estructurales a aquéllos que están formados por la combinación tanto de composites como de materiales sencillos ensamblados entre sí. Sus propiedades dependen directamente de su geometría y su diseño. Los más abundantes son los laminados y los paneles de tipo sándwich.

## ➤ PANELES DE TIPO SÁNDWICH

Los paneles sándwich consisten en dos láminas exteriores de elevada dureza y resistencia, normalmente de plástico reforzado o aluminio, separadas por un material menos denso y menos resistente. Es muy común en este tipo de materiales estructurales la configuración del material intermedio en forma de panal de abeja, como se aprecia en la figura 2.

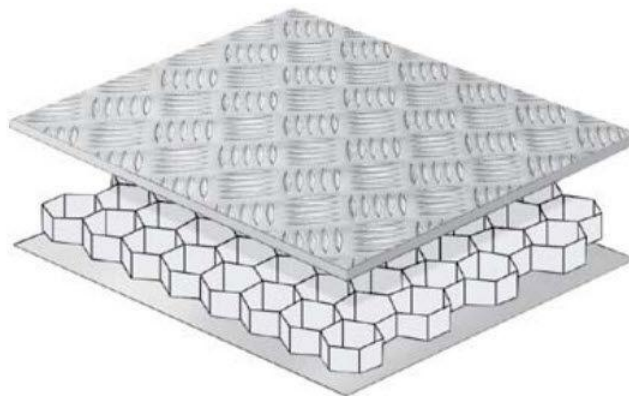


Figura 2. Panel Sándwich de aluminio con nido de abeja

En las estructuras de tipo sándwich, las placas exteriores soportan las cargas inducidas por la flexión, mientras que el núcleo central absorbe el esfuerzo cortante que actúa sobre el panel.

### ➤ MATERIALES LAMINADOS

Un material laminado es aquél material que en su composición está formado por la unión de dos o más capas en forma de láminas del mismo material o de distintos materiales. Estas capas están unidas entre sí mediante un componente adhesivo. Cada una de estas láminas a su vez suele estar reforzada mediante fibras. En cada una de ellas las fibras están orientadas a lo largo de una dirección, formando ángulos de 0, 45 o 90° respecto a la dirección principal del compuesto estructural. El objetivo de la combinación de las orientaciones de las fibras de cada lámina es obtener un material que tenga un comportamiento lo más isótropo posible, siendo cada una de sus capas anisótropas completamente. En la figura 3 se observa un ejemplo de apilado de láminas formando un compuesto cuasi-isótropo.

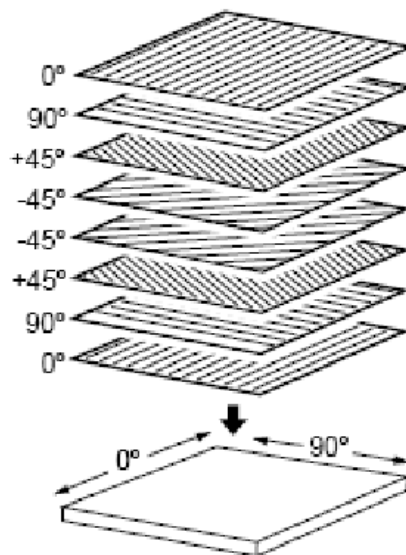


Figura 3. Ejemplo de laminado con configuración cuasi-isótropa

## ➤ INTERÉS DE LOS MATERIALES COMPUESTOS. VENTAJAS E INCOVENIENTES DE SU USO

El motivo del desarrollo inicial de los materiales compuestos fue la creciente demanda por parte de la industria aeronáutica, aeroespacial y energética de disponer de materiales cada vez más rígidos, resistentes y ligeros. Ningún material convencional podía cumplir con las propiedades deseadas por lo que surgió la combinación de estos dando lugar a los materiales compuestos. Gracias a los materiales compuestos, partiendo del diseño más eficiente de una estructura, se puede fabricar el material que permita construirla aportando la rigidez necesaria.

En la figura 4 se plasma la comparativa de las diferentes propiedades de los materiales compuestos con el acero y el aluminio.

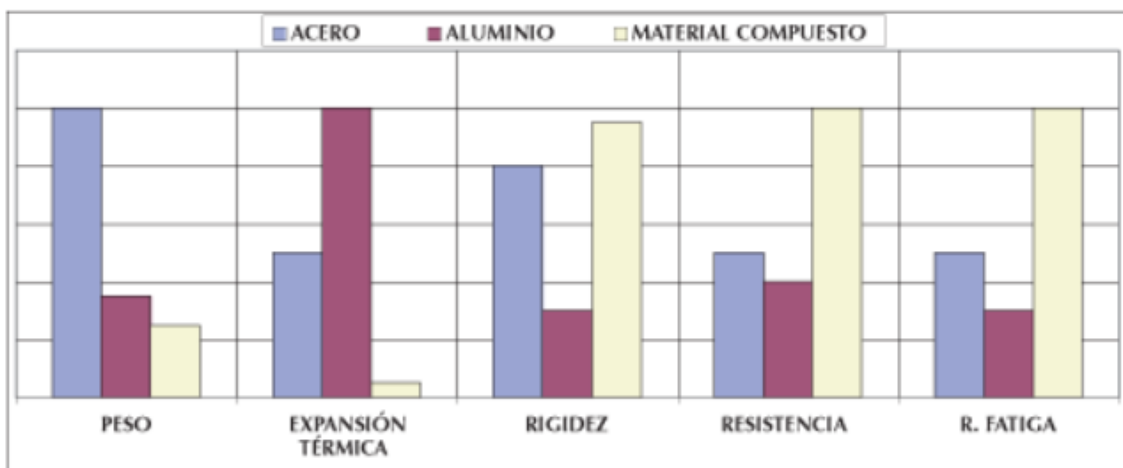


Figura 4. Comparación relativa de algunas propiedades básicas de los materiales compuestos, el aluminio y el acero.

Actualmente en la industria aeronáutica se está generalizando bastante el uso de los materiales compuestos, debido a sus excelentes propiedades mecánicas combinadas con su baja densidad. Esta disminución en la densidad de los materiales que conforman las aeronaves hace que estas sean cada vez más ligeras, reduciendo notablemente el consumo de combustible. Además, esta reducción del peso propio del avión, implica un aumento de su capacidad de carga. Como ejemplo se puede tomar el avión A-350 de la compañía Airbus, en el cual se está empleando como material principal para su fabricación el composite. Como se aprecia en la figura 5, un 52% del avión está fabricado en material compuesto.

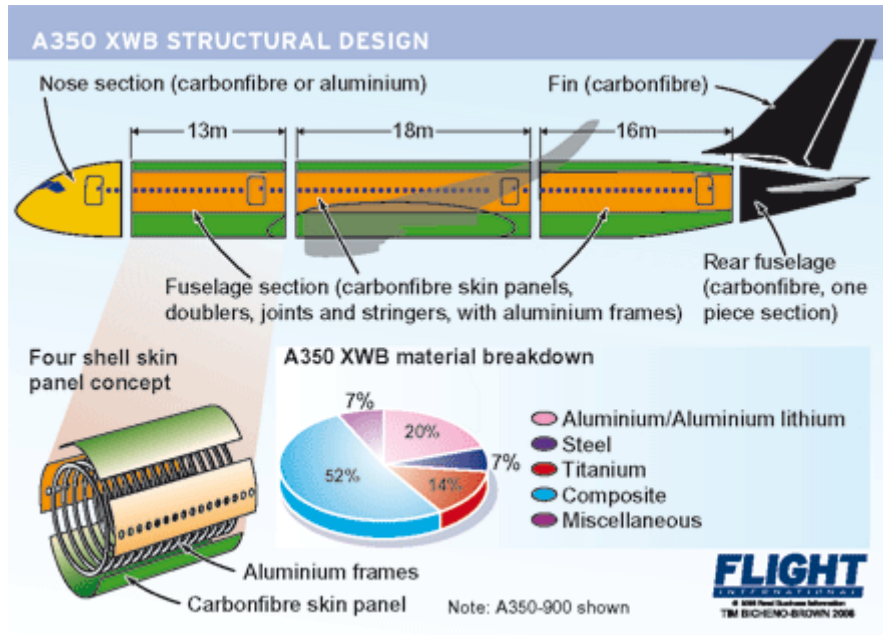


Figura 5. Contribución del material compuesto en el avión Airbus A350.

Otro ejemplo se da en un modelo algo más antiguo de la compañía Boeing. Se trata del modelo 787, en el que la contribución de material compuesto alcanza el 50% de su composición (figura 6).

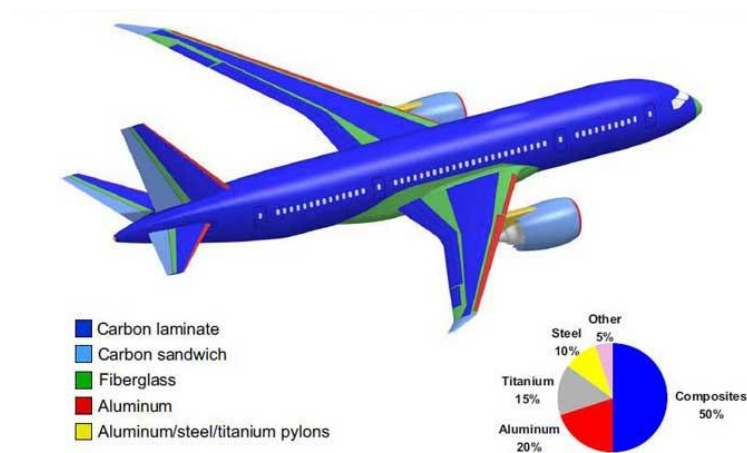


Figura 6. Contribución del material compuesto en el avión Boeing 787.

Por otro lado, pese a las ventajas que proporcionan, el elevado coste de estos materiales hace que sólo sectores como el aeronáutico, aeroespacial o energético trabajen con ellos de manera habitual, donde la limitación de coste no es un factor tan restrictivo.

## 2.2 UNIONES ATORNILLADAS

Las uniones son un componente muy importante en cualquier estructura ya que proporcionan vínculos entre los principales miembros de la misma, transmitiendo esfuerzos entre ellos. Su correcta dimensionalización es esencial, ya que se consideran puntos críticos de la estructura por ser fuertes concentradores de tensiones. Existe una gran variedad de elementos de unión, por lo que estudiar todos los casos conlleva realizar una gran cantidad de costosos ensayos de laboratorio. Por ello en este proyecto se ha intentado idear un método numérico para realizar estos análisis.

### ➤ TIPOS DE UNIONES

Se puede distinguir entre uniones fijas y uniones desmontables:

- Las uniones fijas son las realizadas mediante soldaduras o adhesivos. Como su propio nombre indica, no permiten el desmontaje de la unión. Se emplean cuando no se prevé la necesidad del desmontaje del sistema.
- Las uniones desmontables son ejecutadas por medio de tornillos, dando la posibilidad de separar y volver a unir los elementos en cuestión sin producirse daños en la estructura.

Dentro de las uniones atornilladas se puede distinguir entre emplear tornillos avellanados o protuberantes. Los tornillos avellanados son aquéllos que tienen la cabeza embebida en el material a unir. Se emplean por ejemplo en aeronáutica, en las uniones del revestimiento externo del avión, ya que por cuestiones aerodinámicas no pueden existir elementos salientes en él. Sin embargo en el caso de tornillo protuberante, la cabeza sobresale sobre el espesor de las piezas que une. A la hora del cálculo de la unión, el tipo de tornillo utilizado es un parámetro a tener en cuenta, por ello se han realizado multitud de ensayos para predecir la influencia de usar un tipo u otro de tornillo.



## ➤ UNIONES ATORNILLADAS. CARACTERÍSTICAS

Frente a las uniones fijas, las uniones atornilladas presentan diversas ventajas:

- Aportan flexibilidad a la estructura garantizando a su vez una buena sujeción entre las distintas piezas que unen.
- Facilitan el montaje y desmontaje del sistema.
- Permiten la unión de cualquier pareja de materiales independientemente de que sean compatibles debido a su acabado o proceso de fabricación, aspecto que sí hay que tener en cuenta en uniones pegadas o soldadas.
- Son económicas.
- Están sujetas a una norma estandarizada.

En contraposición a sus ventajas, este tipo de uniones presentan un problema a tener en cuenta: el entorno del agujero en el que va alojado el tornillo es un concentrador de tensiones. Esta zona se convierte en una candidata para el fallo de la unión al estar sometido el sistema a una sollicitación. El fallo se puede producir tanto en el elemento de unión como en los materiales que se unen.

El comportamiento de la unión depende en gran medida de los materiales que une. En el caso de uniones entre materiales compuestos se presentan problemas que no se dan en uniones entre metales. La rigidez y la resistencia anisótropa, la baja resistencia a cortadura interlaminar y las resistencias de tracción a lo largo del espesor generan modos de rotura inesperados. Todos estos factores hacen compleja la tarea de generalizar el comportamiento de los materiales compuestos en uniones atornilladas.

Además parámetros como el diámetro del tornillo, que sea avellanado o protuberante, y la distancia al borde libre tienen influencia en el comportamiento de la unión.

## ➤ MODOS DE FALLO DE LAS UNIONES ATORNILLADAS

Gracias a los materiales compuestos se pueden alcanzar altas rigideces y resistencias. Pero a menudo, estas características de rigidez y resistencia no pueden ser transferidas a través de las uniones sin una penalización en el peso de la estructura. Por ello el conocimiento del funcionamiento y de los modos de fallo de las uniones atornilladas es crítico para el diseño y cálculo de cualquier estructura.

Dependiendo en gran medida de los materiales de los elementos que une el tornillo, se puede distinguir entre fallo del elemento de unión y fallo de los materiales a unir. Cuando en la unión al menos uno de los dos materiales es composite, éste suele ser el candidato a alcanzar el daño primero. En uniones entre metales se suele producir antes el daño en el tornillo. En este proyecto en la unión intervienen elementos con material compuesto de tipo laminado, por lo que se va a estudiar la tolerancia al daño en el material compuesto.

Los principales modos de fallo [2] para uniones atornilladas en materiales compuestos laminados son el fallo por aplastamiento (Bearing), fallo de tracción debido a la rotura de la sección neta de una de las láminas (Tension by Pass o Tension Throught the Hole), fallo por cortadura del material (Shear-Out o Cleavage) y fallo de los elementos de unión en sí. En la figura 7 se representan estos modos de fallo.

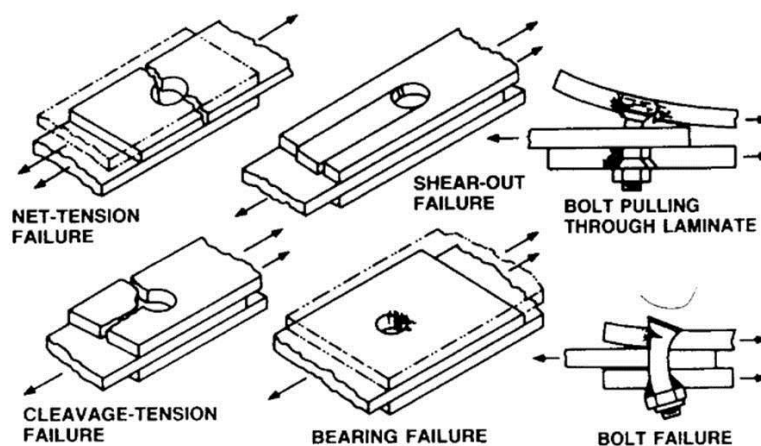


Figura 7. Modos de fallo en uniones atornilladas entre laminados.

- Fallo por aplastamiento o bearing: se da en la zona de compresión del laminado debido al avance del tornillo sobre la sección del laminado. Geométricamente, este modo de fallo aparece cuando la distancia entre remaches y la distancia del agujero al borde libre son altos en comparación con el diámetro del taladro.
- Fallo por tracción: este fallo implica la rotura de la sección neta del laminado debido a la carga circulante. Aparece cuando la distancia entre remaches o la distancia al borde libre es pequeña comparada con el diámetro del agujero.
- Fallo por cortadura: se produce cuando la distancia al borde libre es muy pequeña.

Hay que tener en cuenta que las configuraciones de los laminados presentes en una estructura no siempre son las óptimas de cara a la unión atornillada. Están diseñados para cumplir los requisitos estructurales pero no cuentan con los esfuerzos producidos en la unión. Debido a estas orientaciones de las fibras no adecuadas para la unión, los mecanismos de fallo se pueden activar prematuramente.

En la unión estudiada en este proyecto, el fallo se produce por bearing, que como se ha explicado anteriormente, es el aplastamiento de los materiales que conforman la unión. Al tratarse de un compuesto laminado, el bearing se traduce en delaminación. La delaminación consiste en el despegue de las distintas láminas que forman el compuesto, debido a la diferente tensión tangencial que se da en las intercaras de cada una de ellas, proveniente del contacto con el vástago del tornillo. Estas diferencias de tensión entre capas vienen causadas por las distintas orientaciones de las fibras en cada lámina. Las capas con fibras en la dirección longitudinal del esfuerzo de tracción van a absorber mayor tensión que las situadas perpendiculares.

Cuando se produce la delaminación se reducen drásticamente las propiedades del material compuesto, disminuyendo la rigidez y capacidad resistente del mismo, lo cual puede desembocar en el fallo del composite. Las láminas empiezan a trabajar por separado aportando cada una sus propiedades individuales, dejando de actuar el compuesto como si de un único material cuasi-isótropo se tratase.

En la figura 8 se presenta un ejemplo de delaminación en un ensayo de compresión.



Figura 8. Delaminación en ensayo de compresión.

Una vez iniciada la delaminación, debido a la reducción de propiedades del material, se iniciará el daño de las fibras en algunas láminas y de la matriz en otras, dependiendo siempre de la orientación de los refuerzos en cada una de las capas.

## 2.3 ARTÍCULO DE REFERENCIA

Para la elaboración de este proyecto se ha tomado como referencia el artículo científico “Effects of Geometrical and Material Features on Damage Onset ad Propagation in Single-lap Bolted Composite Joints under Tensile Load”, de A. Riccio. Este artículo fue publicado en el número 39 de la revista “Journal of Composite Materials”, en diciembre de 2005.

### ➤ DESCRIPCIÓN DEL MODELO

En el artículo de A. Riccio se analizó experimentalmente un modelo constituido por dos placas unidas mediante un tornillo y sometidas a un esfuerzo de tracción. Se estudió el inicio y la propagación del daño en la unión atornillada en función de cinco distintas configuraciones geométricas y de material. Por cada configuración distinta se analizaron tres especímenes. El objetivo del ensayo fue determinar la influencia que tienen en el inicio y propagación del daño en este tipo de uniones las diferentes configuraciones geométricas y de material.

En la tabla 1 se presentan las cinco configuraciones ensayadas. Se da información acerca de los parámetros geométricos siguientes:

- E : distancia del agujero al borde libre.
- W : ancho de la placa.
- D : diámetro de la caña del tornillo o remache.
- D1: diámetro de la cabeza del tornillo o remache.

Tabla 1. Configuraciones del ensayo.

Spec. #	Conf. #	E/D	W/D	D (mm)	D1 (mm)	Plates	Bolt
1-3	1	3	6	4.8	7.8	C-C	C
4-6	2	3	6	4.8	7.8	C-C	P
7-9	3	3	6	4.8	7.8	C-Al	C
10-12	4	3	6	4.8	7.8	C-Al	P
13-15	5	3	6	6.4	10.5	C-C	C

Las diferencias existentes entre las distintas configuraciones radican en los parámetros anteriormente descritos, el tipo de tornillo empleado (protuberante o avellanado) y el material de las placas a unir (composite-

composite o composite-aluminio). Geométricamente, estas diferencias se pueden apreciar en la figura 9, distinguiendo entre unión con tornillo avellanado (countersunk bolt) y protuberante (protruding bolt).

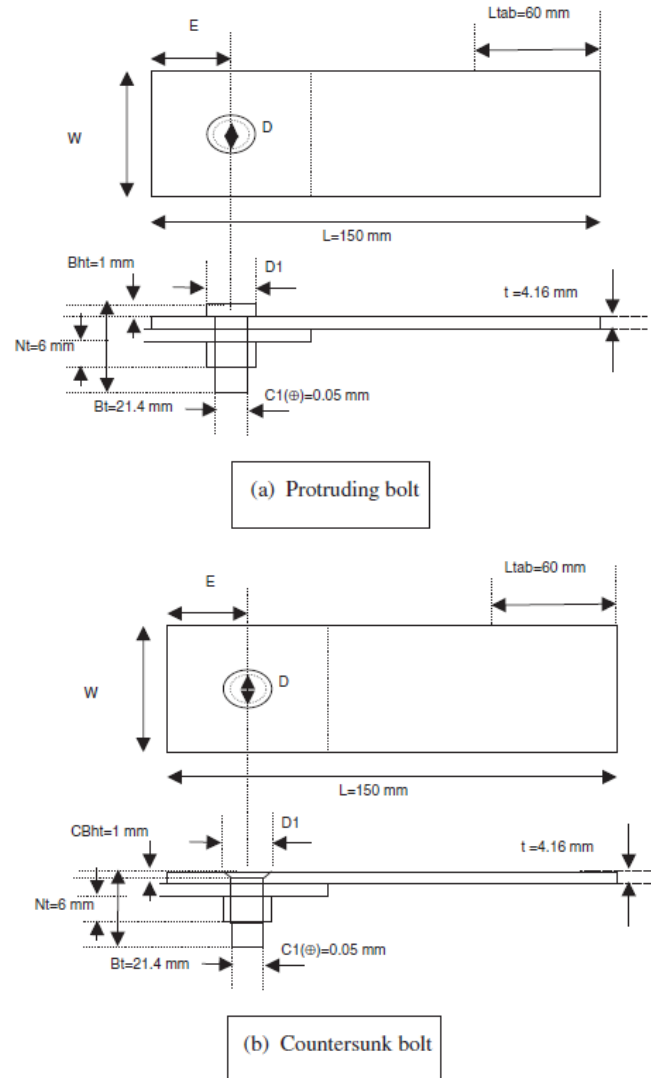


Figura 9. Descripción geométrica de las distintas configuraciones del modelo.

## ➤ MATERIALES

El tornillo y la tuerca son de titanio. Las placas, dependiendo de la configuración como ya se ha mencionado antes, son de aluminio o de material compuesto laminado. En el caso de las de material compuesto, se trata de un compuesto de carbón-epoxy HTA 7/6376. Las distintas propiedades de estos materiales (titanio, aluminio, HTA 7/6376) vienen especificadas en las tablas 2, 3 y 4 respectivamente.

La configuración del laminado sigue una secuencia de  $[(0/45/-45/90)_4]_S$ , tomándose como  $0^\circ$  la dirección del esfuerzo de tracción. Se trata por tanto de un laminado de 32 capas simétrico. Cada lámina tiene un espesor de 0.13 mm.

Tabla 2. Propiedades del titanio.

	Property	Titanium
Young's modulus	$E$	110 GPa
Poisson's ratio	$\nu$	0.29

Tabla 3. Propiedades del aluminio.

	Property	Aluminum
Young's modulus	$E$	70 GPa
Poisson's ratio	$\nu$	0.3

Tabla 4. Propiedades del HTA 7/6376.

	Property	HTA 6376
Ply thickness	$t_p$	0.13 mm
Ply longitudinal modulus	$E_1$	145 GPa
Ply transverse modulus	$E_2$	10.3 GPa
Ply transverse modulus	$E_3$	11.1 GPa
In-plane shear modulus	$G_{12}$	5.3 GPa
Out-of-plane shear modulus	$G_{13}$	5.27 GPa
Out-of-plane shear modulus	$G_{23}$	3.95 GPa
Poisson's ratio	$\nu_{12}$	0.3
Poisson's ratio	$\nu_{13}$	0.5
Poisson's ratio	$\nu_{23}$	0.5
Maximum ply tensile stress at $0^\circ$	$\sigma_{1t}$	2250 MPa
Maximum ply tensile stress at $90^\circ$	$\sigma_{2t}$	64 MPa
Maximum out-of-plane ply tensile stress	$\sigma_{3t}$	50 MPa
Maximum ply compressive stress at $0^\circ$	$\sigma_{1c}$	1600 MPa
Maximum ply compressive stress at $90^\circ$	$\sigma_{2c}$	290 MPa
Maximum ply out-of-plane compressive stress	$\sigma_{3c}$	300 MPa
Maximum ply in-plane shear stress	$\sigma_{12} = \sigma_{13}$	120 MPa
Maximum ply out-of-plane shear stress	$\sigma_{23}$	50 MPa

## ➤ DESCRIPCIÓN DEL ENSAYO

Para la realización del ensayo de tracción se empleó el sistema de ensayo mecánico avanzado INSTRON 4504. El ensayo se realizó según la normativa ASTM D5961/D 5961 M-96 “Standard Test Method for bearing Response of Polymer Matrix Composite Laminates” [5].

Para la adquisición de datos se utilizó un extensómetro de la misma marca INSTRON, con una longitud de galga de 50 mm y con capacidad de medir desplazamientos de hasta 5 mm. Se situó el extensómetro centrado en la zona del solape entre las dos placas, como se aprecia en la figura 10. El objetivo fue medir el desplazamiento relativo que se iba a producir entre ambas placas. Además se realizaron ensayos no destructivos mediante ultrasonidos para evaluar el daño producido.

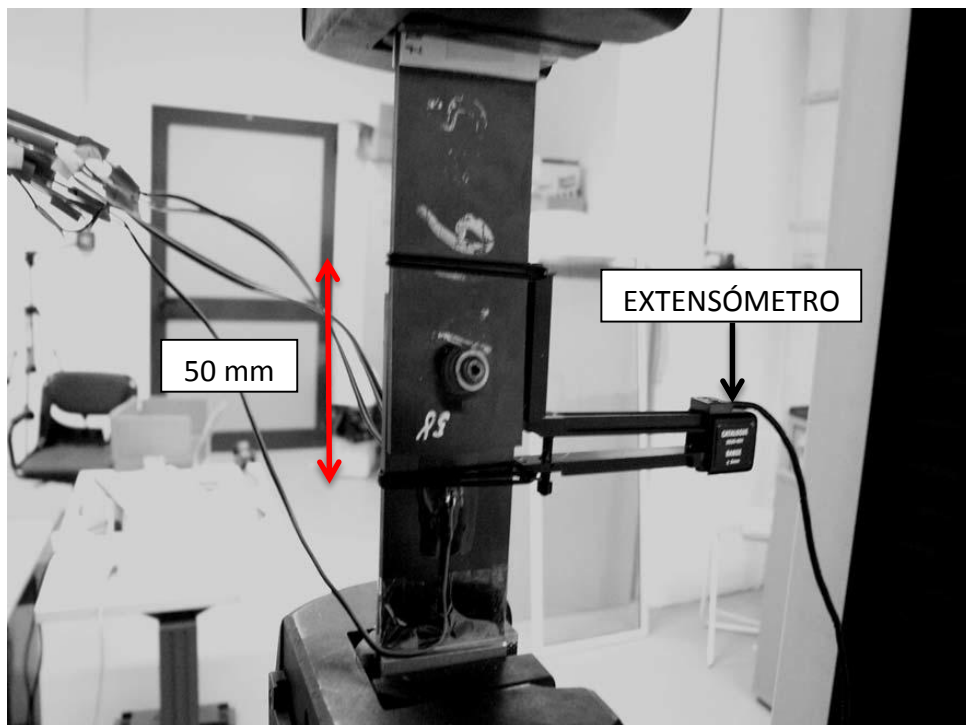


Figura 10. Descripción visual del ensayo.

Con el fin de evitar excentricidades de la carga sobre el tornillo y el momento flector asociado a ellas, a las placas se les dotó de unos talones de aluminio en los extremos desde los que el sistema mecánico realizaría la tracción. Se verá más adelante en detalle en la descripción del modelo FEM.



## 2.4 MÉTODO DE ELEMENTOS FINITOS

El Método de los Elementos Finitos (FEM) es una de las herramientas más potentes usadas en la actualidad para la resolución numérica de un gran número de problemas de ingeniería. Este método es aplicable en una gran variedad de problemas, como pueden ser análisis estructurales, comportamiento mecánico de automóviles, problemas de transferencia de calor, electromagnéticos, etc.

Mediante FEM se realiza una aproximación para obtener la solución de problemas continuos, basada en transformar un cuerpo de naturaleza continua en un modelo discreto aproximado. A esta transformación se le denomina discretización del modelo.

El continuo se divide en un número finito de partes denominados elementos. Las propiedades del material y sus ecuaciones constitutivas son consideradas sobre dichos elementos, los cuales poseen unos puntos característicos denominados nodos. Estos nodos son los puntos de unión de cada elemento con sus adyacentes.

El comportamiento en el interior de cada elemento queda definido a partir del comportamiento de los nodos mediante las “funciones de interpolación” o “funciones de forma”. Estas funciones definen de manera única el campo de desplazamientos dentro de cada elemento finito, expresado en términos de los desplazamientos nodales de dicho elemento. Es por tanto, una aproximación de los valores de una función a partir del conocimiento de un número determinado y finito de puntos. Si bien las verdaderas funciones de forma son desconocidas, se puede usar la hipótesis de que su expresión aproximada puede ser obtenida en forma polinómica.

La relación entre estos elementos, considerando debidamente las condiciones de contorno (cargas y restricciones), da lugar a un sistema de ecuaciones cuya solución va a permitir obtener resultados mediante los cuales se va a conocer el comportamiento aproximado del modelo continuo.

El método de elementos finitos puede dividirse en tres etapas:

- Preproceso. Preparación del modelo para el cálculo. En esta etapa se realizan las operaciones de:
  - Representación de la geometría del modelo.
  - Selección de las propiedades de los materiales.
  - Aplicación de cargas exteriores y condiciones de contorno.
  - Discretización del modelo en elementos finitos.

- Resolución. Etapa en la que se realizan todos los cálculos y se generan las soluciones. En ella se realizan las operaciones de:
  - Selección del tipo de cálculo a realizar.
  - Configuración de los parámetros de cálculo, intervalos de tiempo y número de iteraciones.
  - Transferencia de las cargas al modelo, generación de funciones de forma, ensamblaje de la matriz de rigidez, resolución de sistemas de ecuaciones y obtención de la solución.
- Postproceso. En esta etapa se realizará la representación gráfica de los resultados, así como la obtención de resultados indirectos operando las soluciones del modelo.

#### 2.4.1 INTRODUCCIÓN AL SOFTWARE ABAQUS 6.12-1

Abaqus es un código de análisis FEM de propósito general, orientado a la resolución de problemas no lineales. Fue desarrollado hace más de 20 años por la empresa Hibbit, Karlsson & Sorensen, Inc. (HKS), y en la actualidad se utiliza para resolver grandes y complejos problemas de ingeniería.

Abaqus puede ser utilizado para resolver problemas de resistencia de materiales, mecánica de fractura, vibraciones, ingeniería forense, procesos de conformado de metales, transferencia de calor, etc.

Está estructurado en tres grandes bloques, en correspondencia con las tres etapas en que se divide un problema para ser analizado por el Método de Elementos Finitos (preproceso, resolución y postproceso).

Abaqus se encuentra dividido en cuatro módulos:

- Abaqus/Standard, para resolución de problemas de propósito general. Incluye todas las posibilidades de análisis excepto el análisis dinámico.
- Abaqus/Explicit, para resolución de problemas de tipo dinámico. Es poderoso por su eficiencia computacional en grandes modelos, y también altamente efectivo para aplicaciones cuasi-estáticas.
- Abaqus/CAE, módulo interactivo para la creación de modelos de elementos finitos. A través de este módulo se puede implementar un modelo de forma sencilla y rápida.

- Abaqus/Viewer, módulo de visualización de soluciones. Muestra los resultados obtenidos una vez resuelto el problema.

Para resolver un problema mediante Abaqus se deben introducir los datos de entrada que necesita el programa. Esta etapa se corresponde con la etapa de preproceso del Método de los Elementos Finitos. Los datos de entrada se introducen en el programa a través de un archivo de texto (input file) que contiene toda la información necesaria para realizar la simulación. Este archivo de texto, también denominado “archivo de entrada”, se puede crear de forma interactiva utilizando Abaqus/CAE, que genera internamente el archivo de texto, o mediante un editor de texto, donde el archivo es escrito directamente por el usuario.

Los datos que se introducen en el archivo de entrada son de dos tipos, “model data” y “history data”. Mediante los “model data” se define el modelo FEM, y los “history data” se establecen para pedir a Abaqus las salidas de resultados deseadas.

Los “model data” que se utilizan para definir el modelo de elementos finitos son:

- Geometría. La geometría es lo primero que se introduce y debe representar lo más fielmente posible el cuerpo real que se va a estudiar. Abaqus permite realizar modelos de geometría muy compleja, gracias al módulo Abaqus/CAE. La geometría, así como el mallado de un modelo, se define mediante los elementos y sus nodos.
- Material. El modelo que se va a implementar puede estar formado por varios materiales. Se deben definir las propiedades de los distintos materiales de los que está formado el modelo, y se deben asociar a las partes de la geometría a las que correspondan.
- Partes y ensamblaje. La geometría del modelo se puede definir organizándola en partes, por lo tanto, hay que introducir en el archivo de entrada la relación que existe entre esas partes, además de la posición relativa de unas respecto de las otras. Esto se lleva a cabo a través de un procedimiento conocido como ensamblaje.
- Condiciones iniciales. Se deben especificar las condiciones iniciales del modelo. En ocasiones, es necesario especificar condiciones iniciales distintas de cero para tensiones, temperaturas, velocidades, etc.
- Condiciones de contorno. El modelo puede estar sometido a ciertas imposiciones por parte de su entorno que deben ser especificadas en el archivo de entrada. Se pueden imponer restricciones del movimiento, valores de desplazamientos y rotaciones o condiciones de simetría.

- Interacciones. En ocasiones el modelo que se desea estudiar puede estar formado por varios cuerpos que en un momento dado sufren una interacción o un contacto. Abaqus permite también realizar modelos ante este tipo de situaciones.
- Definiciones de amplitud. Ciertos estados de carga y condiciones de contorno pueden estar definidos en función del tiempo, por lo tanto se deben introducir los parámetros de las curvas que definen esos estados de cargas y condiciones de contorno.
- Propiedades del entorno. Se pueden definir las características del entorno, como puede ser la humedad, temperatura, presión, etc.
- Continuación de análisis. Consiste en introducir resultados de análisis previos para continuar buscando resultados con el nuevo modelo.

Después de introducir el archivo de entrada en el programa, se procede a la resolución del modelo. Esta fase es interna y en ella Abaqus no interacciona con el usuario. Una vez que el programa ha resuelto el modelo, los resultados de la simulación se ven a través del módulo de visualización, el cual, lee el archivo de datos de salida (output file), y es capaz de crear animaciones de la simulación, gráfico, tablas de resultados, etc. La visualización de los resultados se corresponde con la etapa de postproceso del Método de Elementos Finitos.

## **CAPÍTULO 3**

# **MODELO DE ELEMENTOS FINITOS DE DETALLE**

### 3.1 RESUMEN DEL MODELO Y CONFIGURACIONES ANALIZADAS

Antes de proceder a la descripción del modelo es necesario recordar que de entre las cinco configuraciones ensayadas por A. Riccio en su artículo, en este proyecto se han elegido dos de ellas para analizar mediante un modelo FEM detallado. En concreto se han estudiado las configuraciones 2 y 4 (tabla 1). Las dos configuraciones se han modelizado utilizando elementos tridimensionales y con un alto nivel de detalle. La configuración 2 emplea dos placas idénticas de material compuesto laminado, mientras que en la configuración 4 se unen una placa de aluminio con otra de laminado.

En total para el modelo de detalle se han generado 15352 elementos y 25809 nodos, lo que ha dado lugar a 92061 grados de libertad.

### 3.2 DESCRIPCIÓN GEOMÉTRICA DEL MODELO

El modelo FEM generado se basa en la geometría del ensayo mecánico descrito en el apartado 2.3 de este documento. La estructura analizada se compone de dos placas unidas mediante un tornillo y una tuerca.

Las placas son rectangulares, de 150 mm de longitud, 28.8 mm de anchura y 4.16 mm de espesor. Ambas tienen un agujero de 4.8 mm de diámetro en uno de sus extremos a una distancia de los bordes libres más cercanos de 14.4 mm, en el que irá alojado el tornillo. El tornillo y la tuerca se han modelizado conjuntamente como una sola pieza, considerando perfectamente rígida la conexión de ambos elementos. Además el ensamblaje consta de unos talones, del mismo ancho y espesor que las placas y de 7.13 mm de longitud, que adheridos a cada una de ellas en el extremo contrario al del agujero sirven para evitar la excentricidad de la carga sobre el tornillo al realizar el ensayo de tracción. En la figura 11 se muestra el ensamblaje del conjunto y en la figura 12 se aprecian las características geométricas del modelo.

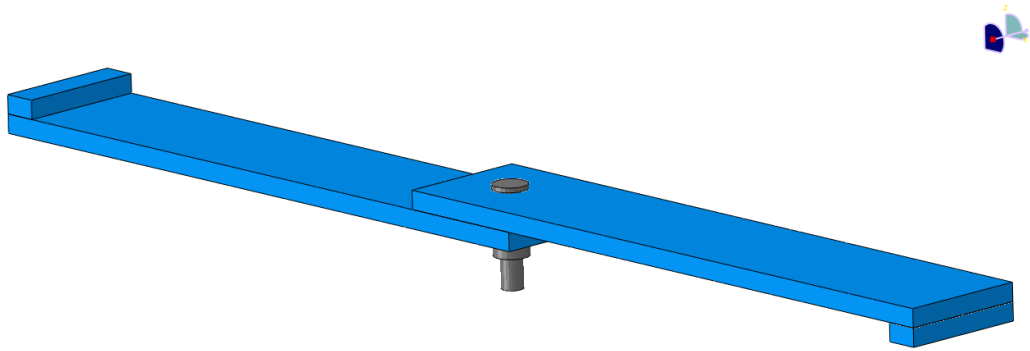


Figura 11. Modelo FEM ensamblado.

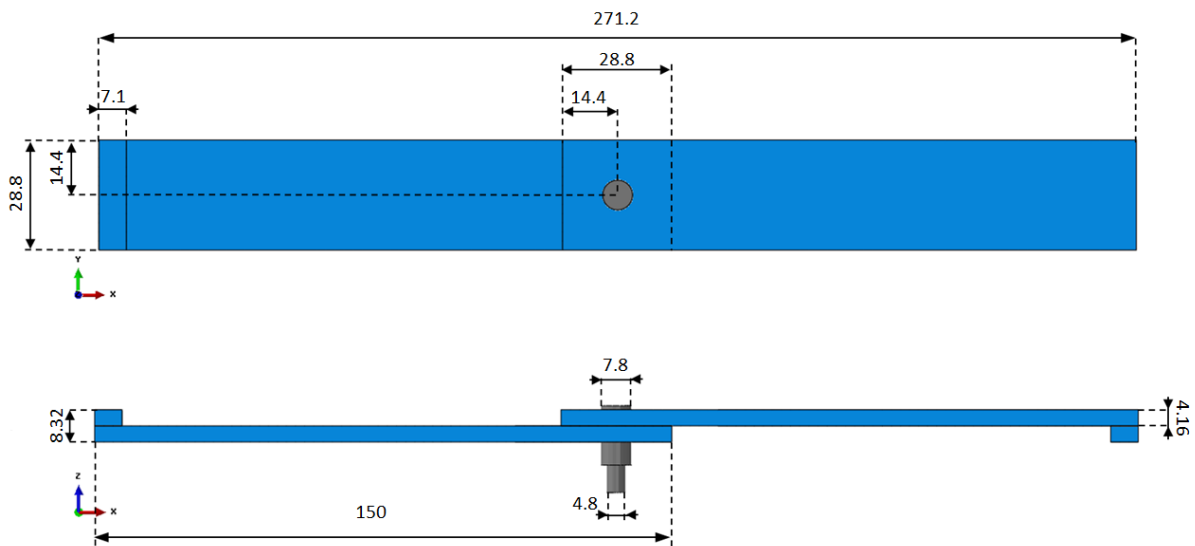


Figura 12. Características geométricas del modelo.

### 3.3 MODELIZACIÓN DE LOS MATERIALES

Como ya se ha indicado anteriormente, en función de la configuración analizada, se han empleado distintos materiales en las placas. En la configuración 4 se ha utilizado aluminio en una de las placas. En el caso de placa de material compuesto se ha empleado el material HTA 7/6376, de fibra de carbono con matriz de resina epoxy. Los talones de los extremos de las placas son de aluminio. Y el conjunto tornillo-tuerca se ha modelado mediante titanio. Estos materiales se han modelado según las propiedades extraídas

del modelo del ensayo mecánico de Riccio, presentadas en las tablas 2, 3 y 4 del apartado 2.3.

### ➤ MODELIZACIÓN DE LAS LÁMINAS

El material empleado en las láminas del composite ha sido la fibra de carbono HTA 7/6376. Para su modelización se le han asignado las propiedades de la tabla 5, donde:

- $X^T$  resistencia a la tracción en la dirección longitudinal.
- $X^C$  resistencia a la compresión en la dirección longitudinal.
- $Y^T$  resistencia a la tracción en la dirección transversal.
- $Y^C$  resistencia a la compresión en la dirección transversal.
- $S^L$  resistencia a la cortadura en la dirección longitudinal.
- $S^T$  resistencia a la cortadura en la dirección transversal.
- $\alpha$  coeficiente que determina la contribución de la tensión tangencial al inicio del daño en el modo de tracción de la fibra.

Tabla 5. Propiedades del HTA 7/6376 en el modelo FEM.

$X^T$	2250 MPa
$X^C$	1600 Mpa
$Y^T$	64 Mpa
$Y^C$	290 Mpa
$S^L$	120 Mpa
$S^T$	50 Mpa
$A$	1

Para evaluar el daño en cada una de las láminas del composite, conociendo cuando se inicia y cómo se comporta el material una vez ha comenzado a dañarse, se han determinado propiedades de comportamiento en función del daño. Para ello se ha empleado el criterio de fallo de Hashin.

El criterio de Hashin identifica cuatro modos de fallo diferentes: fallo a tracción de la fibra, fallo a compresión de la fibra, fallo a tracción de la matriz y fallo a compresión de la matriz. Para evaluar el daño en cada caso de fallo se comparan los esfuerzos a los que está sometido el material, con la resistencia a rotura de dicho material correspondiente a cada uno de los casos.



La formulación de Hashin empleada por Abaqus para cada uno de los modos de fallo es la siguiente:

- Fallo a tracción de la fibra:

$$F_f^t = \left(\frac{\hat{\sigma}_{11}}{X^T}\right)^2 + \alpha \left(\frac{\hat{\tau}_{12}}{S^L}\right)^2 \quad (1)$$

- Fallo a compresión de la fibra:

$$F_f^c = \left(\frac{\hat{\sigma}_{11}}{X^C}\right)^2 \quad (2)$$

- Fallo a tracción de la matriz:

$$F_m^t = \left(\frac{\hat{\sigma}_{22}}{Y^T}\right)^2 + \left(\frac{\hat{\tau}_{12}}{S^L}\right)^2 \quad (3)$$

- Fallo a compresión de la matriz:

$$F_m^c = \left(\frac{\hat{\sigma}_{22}}{2S^T}\right)^2 + \left[\left(\frac{Y^C}{2S^T}\right)^2 - 1\right] \frac{\hat{\sigma}_{22}}{Y^C} + \left(\frac{\hat{\tau}_{12}}{S^L}\right)^2 \quad (4)$$

Donde  $\sigma_{11}$ ,  $\sigma_{22}$ ,  $\tau_{12}$  son las componentes del tensor de tensiones.

Cuando en alguno de los modos de fallo el valor de  $F$  es igual o superior a 1, significa que se ha alcanzado el inicio del daño en el modelo. Tras este punto comienza una degradación del material que viene definida por una ley de evolución del daño dada al modelo. Este comportamiento se refleja en la figura 13.

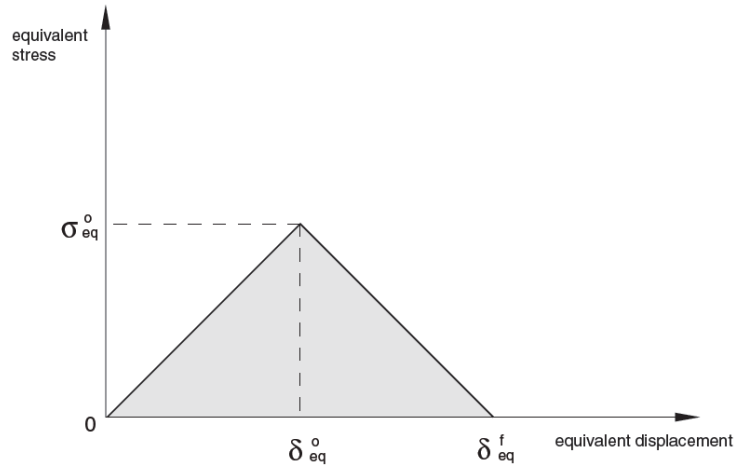


Figura 13. Representación del inicio y evolución del daño según Hashin.

Se ha elegido una ley de evolución lineal del daño de tipo energía. Para ello se han determinado las energías disipadas durante el daño por tracción de la fibra, compresión de la fibra, tracción de la matriz y compresión de la matriz mediante las variables  $G_{ft}$ ,  $G_{fc}$ ,  $G_{mt}$  y  $G_{mc}$  respectivamente. Estas energías corresponden al área encerrada bajo el triángulo que representa la ley de daño. Para su cálculo se han empleado las ecuaciones 5, 6, 7 y 8.

$$G_{ft} = 1,1 \cdot \frac{1}{2} \cdot \frac{X_T^2}{E_1} \cdot L_c \quad (5)$$

$$G_{fc} = 1,1 \cdot \frac{1}{2} \cdot \frac{X_C^2}{E_1} \cdot L_c \quad (6)$$

$$G_{mt} = 1,1 \cdot \frac{1}{2} \cdot \frac{Y_T^2}{E_2} \cdot L_c \quad (7)$$

$$G_{mc} = 1,1 \cdot \frac{1}{2} \cdot \frac{Y_C^2}{E_2} \cdot L_c \quad (8)$$

Donde  $L_c$  es la longitud media elemento,  $E_1$  tiene un valor de 145000 MPa y  $E_2$  de 10300 MPa. Se ha tomado una longitud de elemento de 1 mm, tamaño medio en la zona de influencia del agujero, y se han obtenido las energías de fractura de la tabla 6.

Tabla 6. Energías de fractura.

$G_{ft}$	$G_{fc}$	$G_{mt}$	$G_{mc}$
19.2	9.71	0.218	4.49

### ➤ MODELIZACIÓN DE LA ZONA INTERLAMINAR

Para la simulación del adhesivo interlaminar que une cada capa del apilado, se ha modelado un material cohesivo. Al cohesivo se le han asignado al igual que al material compuesto propiedades de daño para poder conocer el comienzo de la delaminación. En Abaqus las propiedades del elemento cohesivo siguen una ley de tracción-separación. Para ello se le han dado unas propiedades iniciales elásticas de 2000 Mpa de Módulo de Young y de 1500 Mpa de módulo de cizalla, muy inferiores a las propiedades del material compuesto del laminado. Se ha determinado el inicio del daño, y su evolución de forma lineal, ajustándose el comportamiento al de la figura 14.

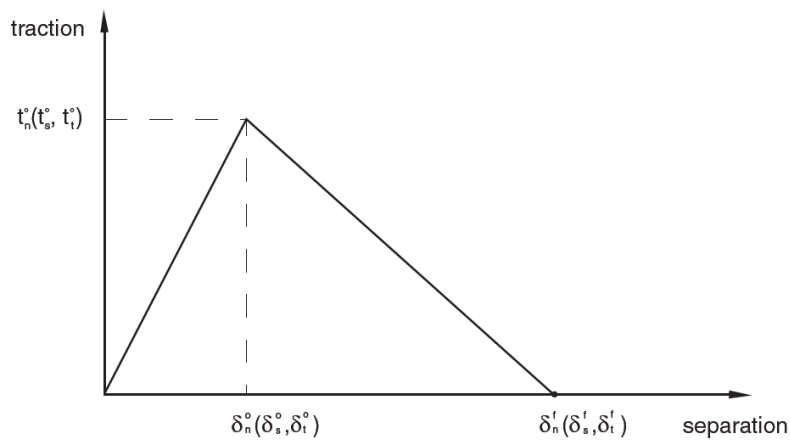


Figura 14. Comportamiento lineal de daño de un elemento cohesivo.

### ➤ MODELIZACIÓN DEL ALUMINIO

El aluminio, empleado en una de las placas de la configuración 4 y en los talones de los extremos de las placas, se ha modelizado con las propiedades de la tabla 3. Debido a que no se disponía de datos de la curva de plastificación ni del aluminio en concreto utilizado en el ensayo mecánico, se ha considerado como material elástico lineal sin plasticidad.

## ➤ MODELIZACIÓN DEL TITANIO

Al titanio, que se ha utilizado para la parte formada por el tornillo y la tuerca, se le han asignado las propiedades de la tabla 2.

### 3.4 PROPIEDADES DE CADA PARTE DEL CONJUNTO

En este apartado se definen la malla y las propiedades asignadas a cada parte del conjunto.

#### 3.4.1 PLACAS

La zona de interés del análisis en las placas se centra en las proximidades del agujero, que es donde se van a alcanzar las mayores tensiones y donde se va a iniciar el daño del compuesto. Por ello se ha realizado una malla más fina y concéntrica en esta zona como se muestra en la figura 15.

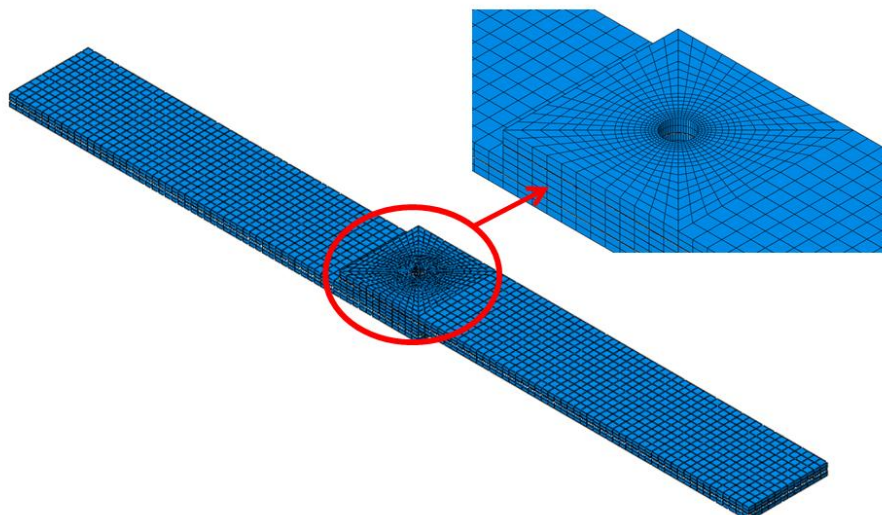


Figura 15. Detalle de la malla en las placas.

A pesar de que geoméricamente son iguales, es necesario diferenciar entre el caso de placa de material compuesto y el de placa de aluminio, ya que estructuralmente y desde el punto de vista de sus propiedades son distintas. Es por esto por lo que la estrategia de discretización de cada una de ellas ha sido diferente, para poder representar lo máximo posible el caso real.

### ➤ PLACA DE MATERIAL COMPUESTO

En el caso de la placa de material compuesto, para poder captar las distintas propiedades del laminado en función de la capa, cada placa se ha discretizado mediante 5 elementos a lo largo de su espesor. El elemento central se ha determinado como elemento cohesivo, simulando el adhesivo existente entre las láminas del apilado y con un espesor mínimo. Este adhesivo se ha simulado en el centro de la sección como una zona representativa de la posible delaminación, siendo una simplificación de la realidad, para cuya representación se deberían de haber modelado 31 capas de adhesivo (una entre cada dos láminas). Entre los otros 4 elementos se han repartido las 32 láminas de las que se compone el apilado. Por tanto, según la secuencia (0/45/-45/90), se han apilado 8 láminas en cada elemento, quedando el elemento central cohesivo como eje de simetría de la secuencia de apilado. En la figura 16 se representa la distribución en elementos del espesor de una placa y las orientaciones de las fibras en cada lámina.

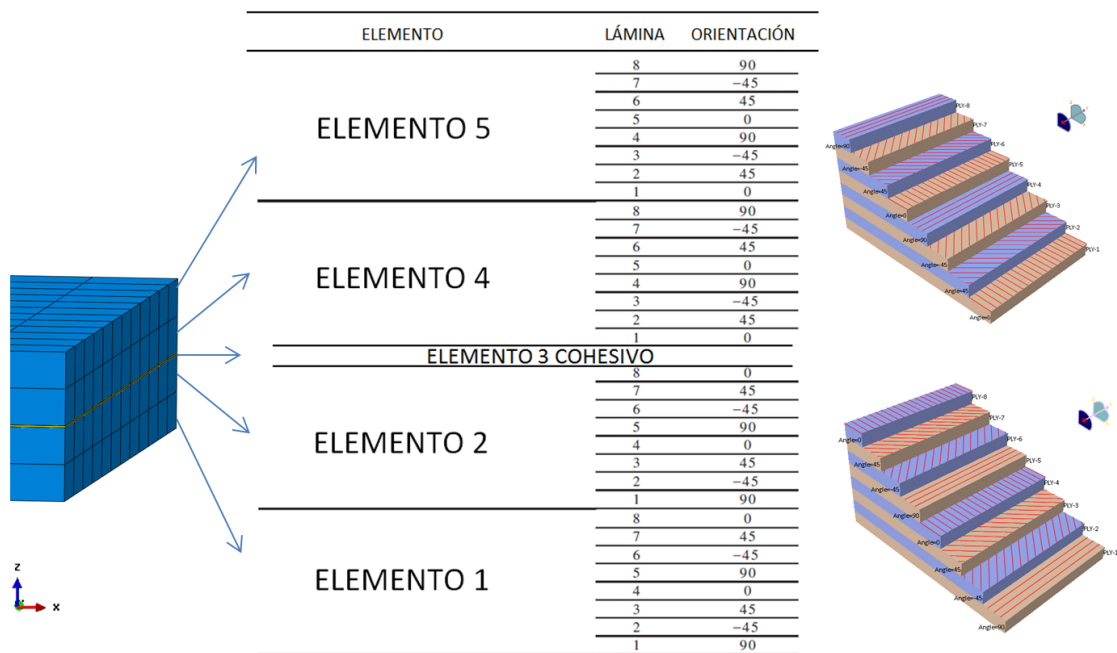


Figura 16. Secuencia de apilado en cada placa de composite.

Para el mallado de la placa laminada se han empleado en total 6900 elementos tridimensionales cúbicos, del tipo “*continuum shell*” para las láminas y de tipo cohesivo para el elemento central, con tamaños medios en la zona del agujero de 0.5 mm y de 2.5 mm en las zonas más alejadas.

#### ➤ PLACA DE ALUMINIO

La distribución elementos en el plano de la placa ha sido la misma que la utilizada en la placa de composite, pero a lo largo de su espesor se ha empleado únicamente un elemento, a diferencia de la placa de material compuesto en la que se han empleado cinco. Esto es debido a que el aluminio es un material isótropo no compuesto en el que no va a ser necesario analizar la evolución de la tensión a lo largo de su espesor, ya que sus propiedades van a ser uniformes, habiéndose modelado como material elástico lineal sin plastificación.

En total se han empleado para el mallado de esta placa 1380 elementos hexaédricos. El tamaño medio de éstos en la zona del agujero ha sido de 0.5 mm, mientras que en las zonas más alejadas y de menor interés de estudio se han utilizado elementos de 2.5 mm.

#### 3.4.2 TORNILLO-TUERCA

El tornillo y la tuerca se han modelizado en titanio. Se ha realizado un mallado de manera concéntrica desde su centro para hacer coincidir los nodos extremos de la periferia del tornillo con los internos del agujero, facilitando así la condición de contacto entre las partes (figura 17).

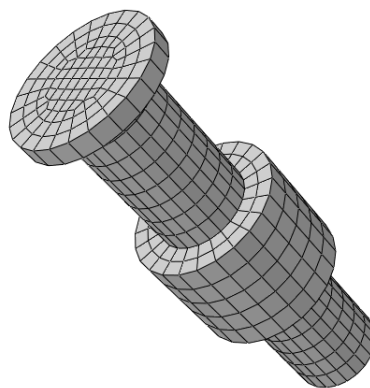


Figura 17. Malla del conjunto tornillo-tuerca.

Se han empleado 1408 elementos hexaédricos de un tamaño medio de 1.2 mm, siendo éstos de menor tamaño en la zona comprendida entre la cabeza y la tuerca, para adecuarse mejor al tamaño de elemento de las placas en esta zona.

### 3.4.3 TALONES

Los talones de aluminio de los extremos de las placas no han sido objeto de estudio del análisis, sino un recurso empleado para evitar la excentricidad de la carga, por lo que no se ha detallado la malla demasiado. Se han generado 72 elementos hexaédricos en cada uno de ellos de un tamaño de 2.5 mm.

### 3.5 DESCRIPCIÓN DEL ANÁLISIS

La simulación se ha llevado a cabo mediante un cálculo implícito en el módulo Standard de Abaqus 6.12-1. El sistema se ha dispuesto empotrado en uno de sus extremos, restringiendo todos sus grados de libertad. En el otro extremo se ha actuado de la misma forma, excepto en la dirección longitudinal de las placas, en la que se ha aplicado un desplazamiento de 3 mm positivo en el eje X a todos los nodos. Para medir el desplazamiento relativo existente entre la placa superior e inferior, se han evaluado los desplazamientos relativos entre 2 nodos situados en la posición en la que en el ensayo se hizo esta medición mediante las pinzas. Equidistan cada uno en 25 mm del centro del agujero del tornillo. Se puede ver de manera más gráfica en la figura 18.

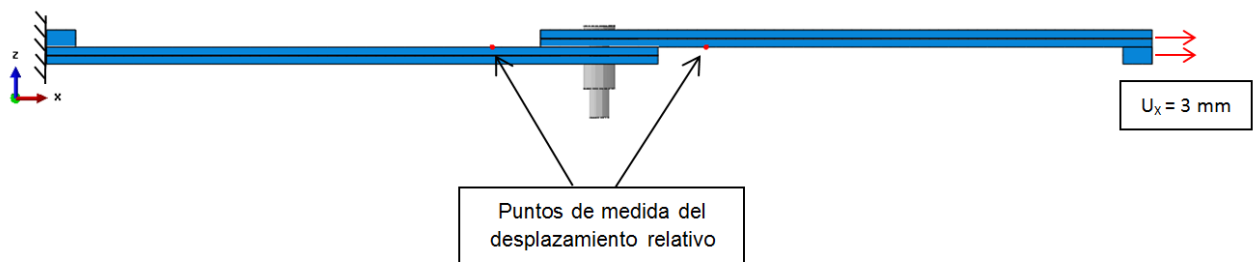


Figura 18. Condiciones de contorno del análisis FEM.

Para evitar penetraciones de unos elementos en otros, se han predeterminado condiciones de contacto entre la caña del tornillo y el interior del agujero, la base de la cabeza y la placa superior, la cara superior de la tuerca y la cara inferior de la placa más cercana a ésta y entre las propias placas.

El desplazamiento impuesto se ha aplicado de forma lineal e incremental hasta alcanzar los 3 mm impuestos. El método iterativo empleado para la convergencia del análisis ha sido el de Newton-Raphson.

Como salidas de resultados se han pedido, a parte del desplazamiento relativo entre los dos nodos anteriormente indicados y la fuerza necesaria para realizar el desplazamiento impuesto de 3 mm, las tensiones de Von-Mises y las variables de daño propias de los criterios aplicados de Hashin y de elementos cohesivos, que nos van a dar la información del estado del material compuesto en cada paso de carga.

Una vez obtenidos los resultados pedidos al análisis, enfrentando en una gráfica el desplazamiento relativo entre los dos nodos, y la fuerza de tracción a la que está sometido el sistema, se ha determinado el comportamiento de la unión. Para conocer el estado del laminado en cada momento, se han evaluado las variables de daño. Lo veremos más adelante en el capítulo de resultados, comparando los resultados obtenidos en el análisis con los obtenidos en el ensayo mecánico.



## **CAPÍTULO 4**

# **MODELO DE ELEMENTOS FINITOS SIMPLIFICADO**

#### 4.1 RESUMEN DEL MODELO

En este caso, se ha generado un modelo FEM con un menor nivel de detalle, con el objetivo de obtener unos resultados capaces de determinar el comportamiento de la unión con un menor coste computacional. Se ha desarrollado la configuración 2, en la que ambas placas son de laminado.

Para la discretización del modelo se han utilizado elementos bidimensionales de tipo lámina para las placas y los talones. El tornillo se ha modelado mediante un elemento conector propio de Abaqus denominado “*fastener*”.

En total para el modelo simplificado se han empleado 1590 elementos y 1772 nodos, lo que ha dado lugar a 11169 grados de libertad. Comparando estas cifras con las del modelo de detalle del capítulo 3, se presenta una reducción de entorno al 90% de complejidad del problema, reduciendo los costes computacionales y los tiempos de cálculo, así como los tiempos de generación del modelo.

#### 4.2 GEOMETRÍA Y MATERIALES

Las características geométricas y los materiales asignados son los mismos que en el modelo de detalle. Cabe destacar que aquí todo el espesor de la placa se ha representado mediante un único elemento 2D laminar, por lo que consecuentemente no se ha introducido cohesivo.

En la figura 19 se presenta una imagen del modelo simplificado en conjunto visualizando (a) y sin visualizar (b) espesores reales de los elementos lámina.

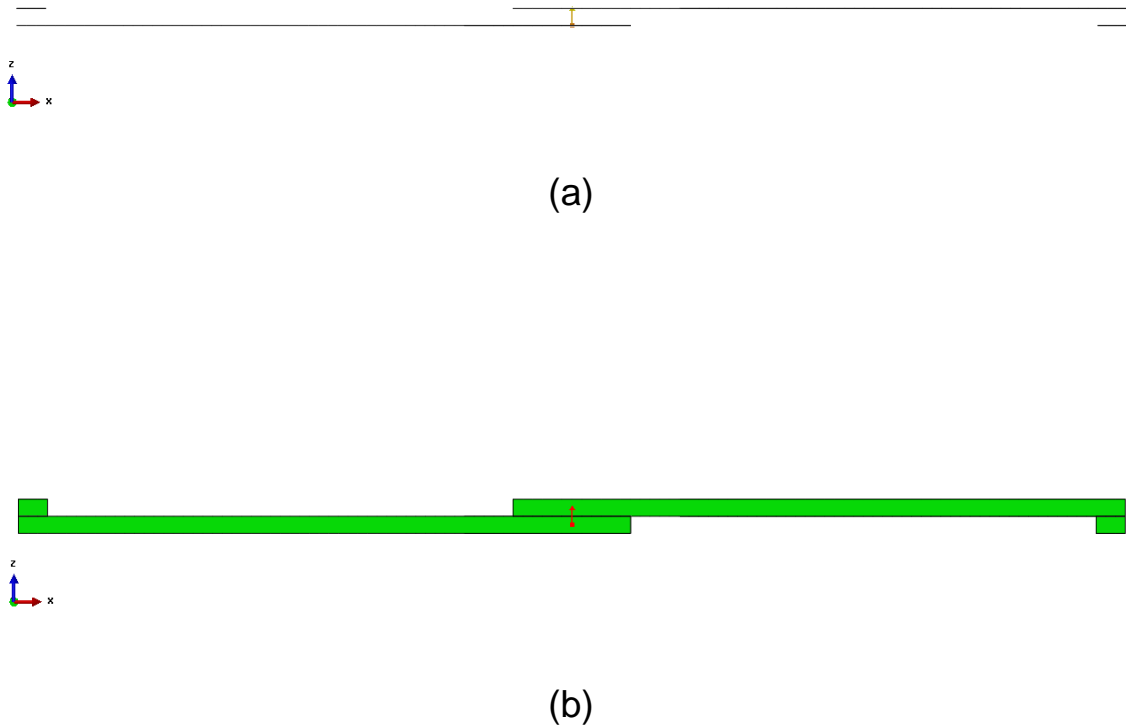


Figura 19. Modelo FEM simplificado.

#### 4.3 MODELIZACIÓN DEL ELEMENTO CONECTOR

El tornillo ha sido modelado mediante un elemento conector propio de Abaqus denominado “*fastener*”. Se trata de un elemento lineal en forma de barra que conecta las 2 placas con una determinada rigidez a tracción y a cortadura que se le ha de asignar. Para el cálculo de estas rigideces se ha operado mediante la fórmula de Huth, comúnmente empleada en este tipo de modelos en las estructuras aeronáuticas.

##### ➤ CÁLCULO DE RIGIDEZ A PULL-THROUGH

Se trata de la rigidez  $K$  frente a esfuerzos de tracción-compresión en la dirección longitudinal del “*fastener*”. Para su determinación se ha empleado la ecuación 9 de la ley de Huth [8]:

$$K = \frac{E_f \cdot \pi \cdot d^2}{4L_E} \quad (9)$$

Donde,

- $E_f$  es el módulo elástico del material del tornillo. En este caso se trata de titanio, cuyo módulo elástico es 110 Gpa.
- $d$  es el diámetro de la caña del tornillo, 4.8 mm.
- $L_E$  es la longitud efectiva del tornillo, que a su vez es calculada mediante la ecuación 10:

$$L_E = L_G + 0.33 \cdot H_{head} + 0.33 \cdot H_{n/c} \quad (10)$$

Donde,

- $L_G$  es la distancia entre la cabeza y la tuerca, equivalente a la suma de los espesores de las dos placas, 8.32 mm.
- $H_{head}$  es la altura de la cabeza del tornillo, en este caso 1 mm.
- $H_{n/c}$  es la altura de la tuerca, en este caso 6 mm.

Introduciendo estos valores en (10) se obtiene una longitud efectiva  $L_E$  de 10.65 mm, que junto al valor del diámetro y del módulo elástico del titanio, permiten conocer mediante 9 el valor de la rigidez longitudinal del tornillo. Se obtiene un valor de 187 Gpa.

#### ➤ CÁLCULO DE RIGIDEZ A CORTADURA

Para la determinación de la rigidez del tornillo frente a esfuerzos cortantes es necesario tener en cuenta por un lado la rigidez que va a aportar el tornillo y por otro la que van a aportar los propios materiales a unir. Se han empleado para ello las ecuaciones de Huth (11-13):

$$C = C_1 \cdot C_2 \quad (11)$$

$$C_1 = \left( \frac{t_1 + t_2}{2d} \right)^a \quad (12)$$

$$C_2 = \frac{b_1}{t_1 \cdot E_1} + \frac{b_2}{t_2 \cdot E_2} + \frac{b_1}{2 \cdot t_1 \cdot E_f} + \frac{b_2}{2 \cdot t_2 \cdot E_f} \quad (13)$$

Donde  $C$  representa la flexibilidad, que es la inversa de la rigidez. Según [8], se han empleado para el parámetro “ $a$ ” el valor de  $2/3$ , “ $b_2$ ” se ha determinado como  $4.2$  y  $t_1$  y  $t_2$  representan el espesor de las placas, que es  $4.16$  mm. Para el cálculo de los módulos elásticos del composite de cada placa a unir,  $E_1$  y  $E_2$ , se ha determinado el valor equivalente proporcionado por la contribución de cada lámina según la teoría de laminados [9]. Al tratarse de un laminado simétrico y equilibrado, los módulos elásticos son iguales en las direcciones 1 y 2 (longitudinal y perpendicular a la lámina respectivamente). Se ha obtenido un valor de  $E_1 = E_2$  de  $56$  GPa. Finalmente se ha obtenido una rigidez del tornillo frente a esfuerzos de cortadura de  $30$  Gpa, tanto en la dirección longitudinal de la placa como en la transversal.

#### 4.4 DESCRIPCIÓN DEL ANÁLISIS

La metodología del análisis ha sido análoga a la del análisis del modelo de detalle: mismas condiciones de contorno y de carga, mismo método iterativo para su resolución y mismas salidas pedidas al cálculo. Para el postproceso de los resultados se ha analizado la gráfica fuerza-desplazamiento y se ha evaluado el inicio del daño mediante las variables de daño de Hashin solicitadas a la resolución del cálculo.

# **CAPÍTULO 5**

## **RESULTADOS Y CONCLUSIONES**

### 5.1 RESULTADOS DEL ENSAYO EXPERIMENTAL

Como ya se ha comentado en el apartado 2.3 de este documento, en el ensayo mecánico realizado por Riccio se tomaron mediciones de tres especímenes distintos por cada configuración ensayada. En dos de ellos se extrajeron las mediciones directamente del extensómetro situado en la zona de solape de las placas, mientras que en el caso del otro espécimen se midió el desplazamiento en la máquina empleada para realizar la tracción. Esta medición resultó menos representativa, ya que estaba influenciada por factores como la rigidez de los elementos de la máquina, la sujeción de las placas a los amarres de la máquina y la deformación producida a lo largo de las placas en las zonas fuera del solape de éstas. Además se llevaron a cabo inspecciones de ultrasonidos sobre el material compuesto para evaluar el estado de daño a diferentes niveles de carga.

En las figuras 20 y 21 se presenta el comportamiento de la unión en el ensayo según las configuraciones 2 y 4 respectivamente.

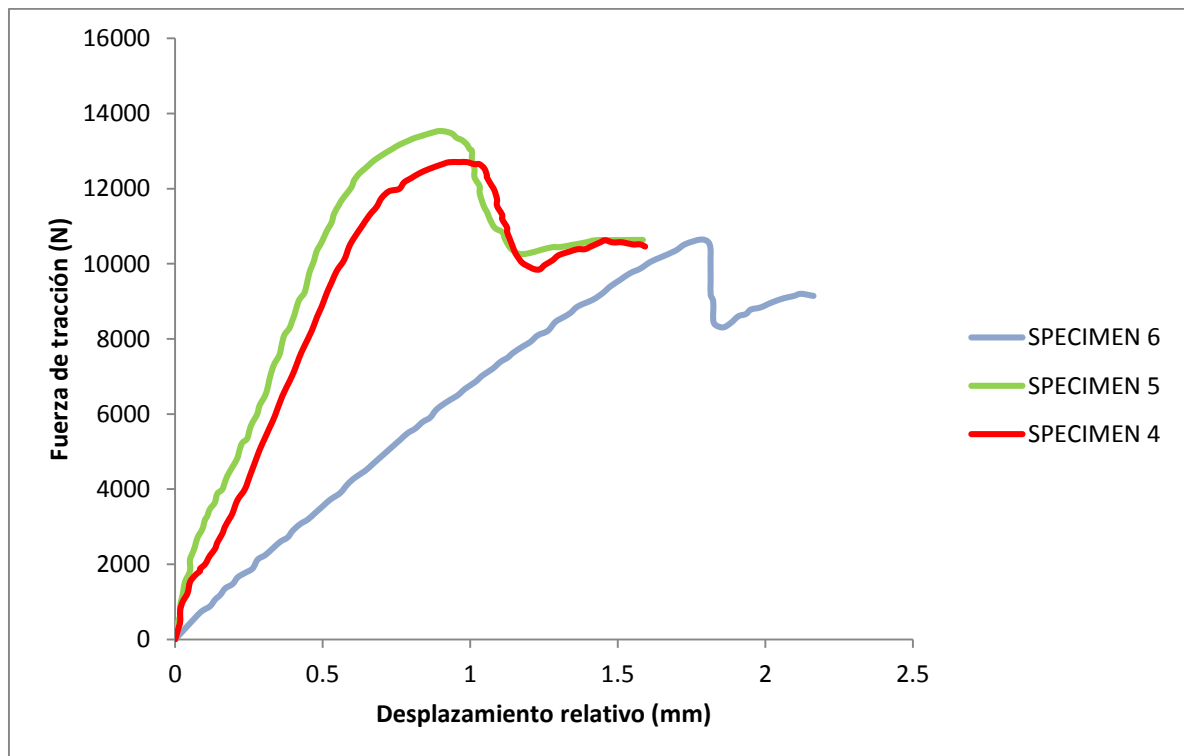


Figura 20. Comportamiento de la unión en el ensayo experimental: configuración 2.

En la figura 20 (configuración 2) los especímenes 4 y 5 corresponden a las medidas tomadas mediante el extensómetro, mientras que el espécimen 6 corresponde a la medición obtenida desde la máquina de tracción. Se aprecia que ofrece un comportamiento mucho menos realista que el obtenido con el extensómetro. Por ello para la comparativa con los resultados obtenidos en los modelos FEM se van a utilizar solo los datos extraídos de las lecturas del extensómetro. En el artículo se concluyó que para esta configuración el daño se inició en torno a los 11 kN, como en efecto se puede comprobar en la gráfica de la figura 20, donde comienza a cambiar la pendiente de la curva tensión/desplazamiento.

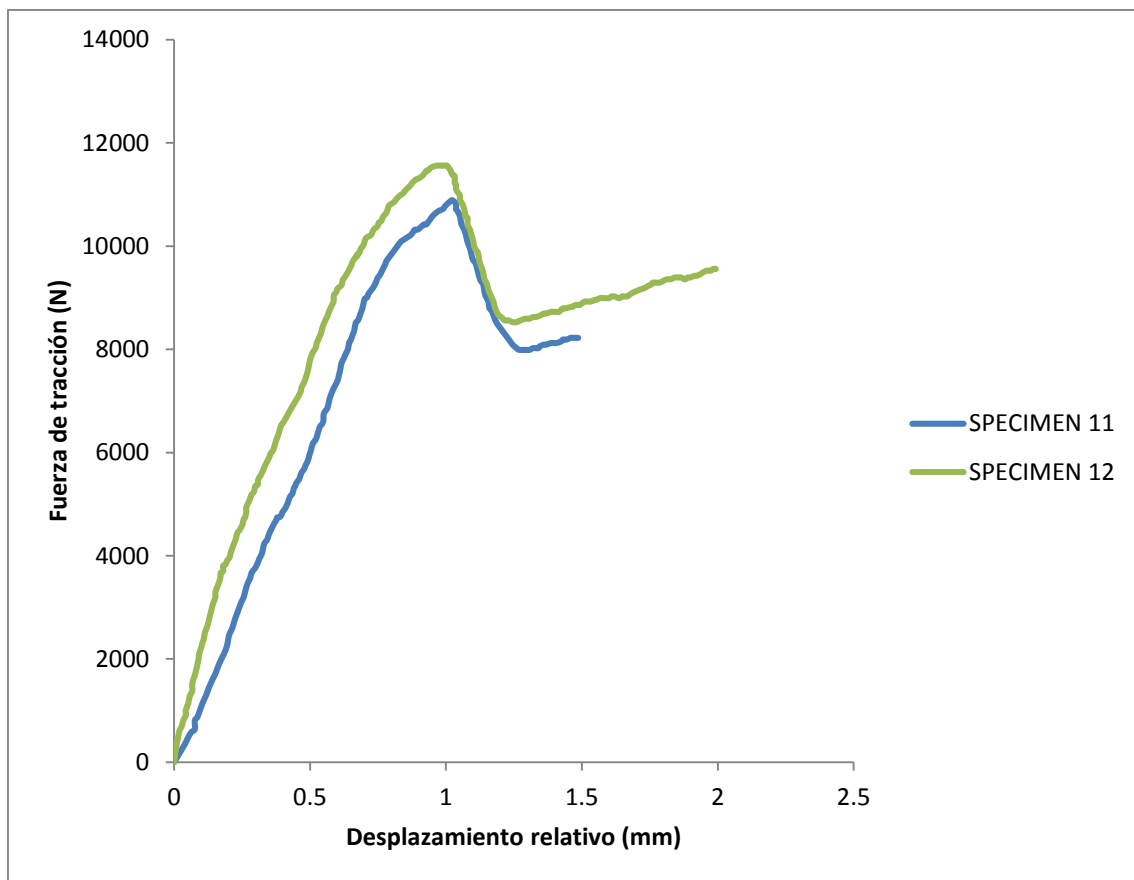


Figura 21. Comportamiento de la unión en el ensayo experimental: configuración 4.

En la gráfica de la configuración 4 (figura 21) únicamente se han representado las lecturas obtenidas del extensómetro. Se aprecia que en su parte lineal se muestra menos rígida que la configuración 2. Para esta configuración en el artículo se determinó que el daño comenzaba entre los 8 y los 9 kN, bastante antes que para la configuración 2.



## 5.2 RESULTADOS DEL MODELO FEM DETALLADO: CONFIGURACIÓN 2

En la figura 22 se muestra magnificada a escala 3 la deformada de la estructura en el punto final de convergencia del modelo, y en la figura 23 se presenta en detalle con sección a 1/2 la zona del agujero sin escalar, tras haberse impuesto un desplazamiento positivo de 2.53 mm en el eje X en el extremo de la derecha.

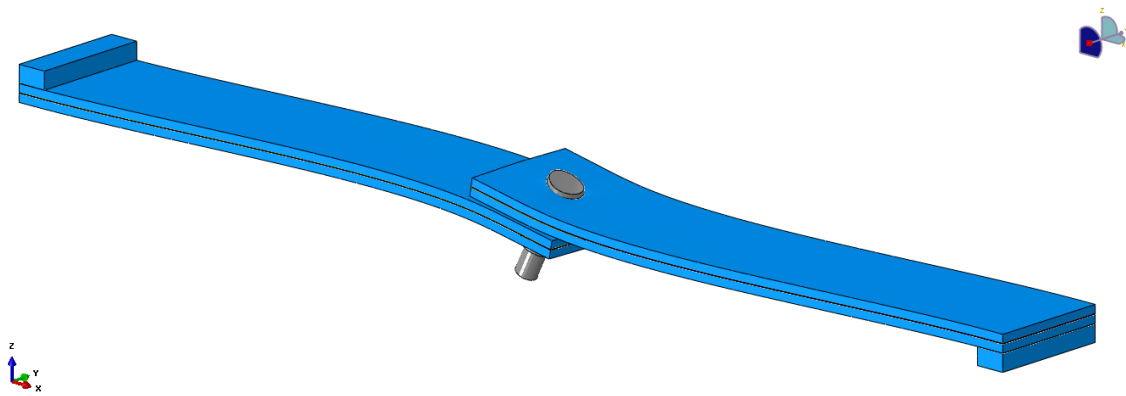


Figura 22. Deformada del modelo FEM: configuración 2.

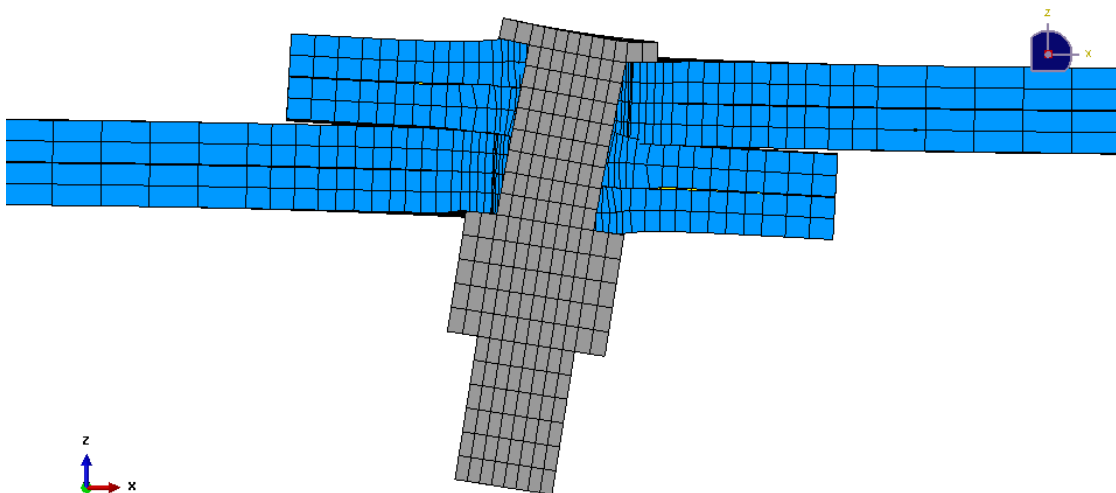


Figura 23. Detalle a sección 1/2 de la unión: configuración 2.

Extrayendo de Abaqus Viewer los valores de las variables de desplazamiento relativo entre los dos puntos especificados en el apartado 3.5 a lo largo del step y enfrentándolas en una gráfica con la tracción realizada por la máquina en kN, se ha obtenido lo representado en la figura 24. Estos resultados se han comparado con los representados en el apartado 5.1 del ensayo mecánico en la figura 25.

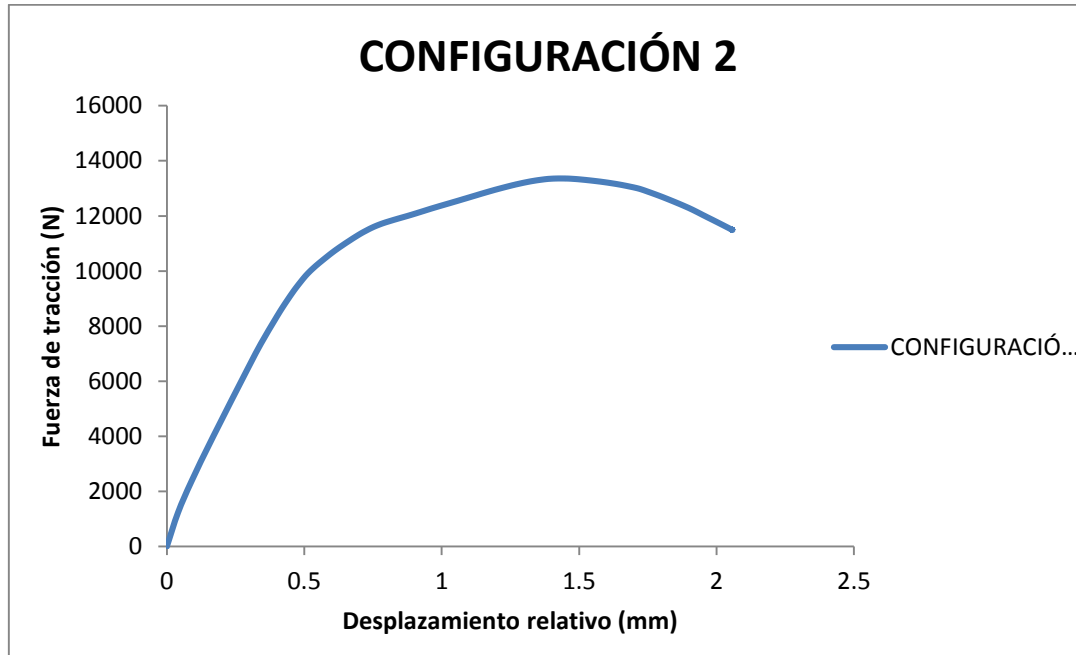


Figura 24. Comportamiento de la unión en el modelo FEM detallado: configuración 2.

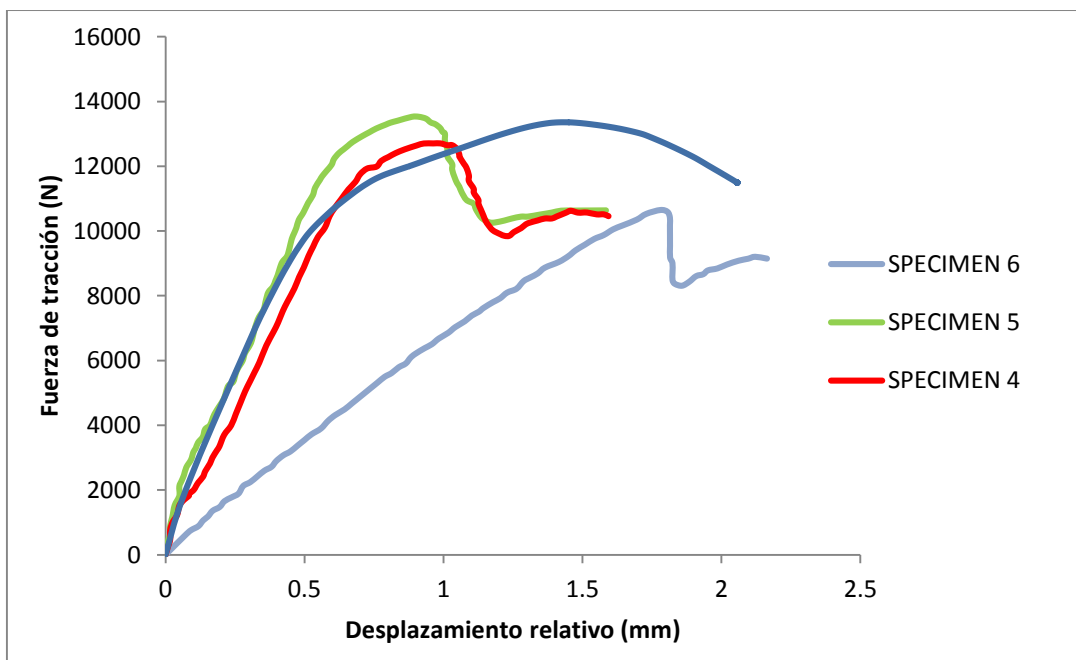


Figura 25. Comparativa del comportamiento de la unión entre el modelo FEM detallado y el ensayo experimental: configuración 2.

En la comparativa se aprecia que el modelo FEM detallado predice un comportamiento muy similar al obtenido en el ensayo de Riccio antes de iniciarse el daño. La pérdida de linealidad se hace presente notablemente antes de alcanzar los 10 kN, frente a los 11 kN del ensayo mecánico, por lo que se sitúa del lado de la seguridad.

Una vez perdida la linealidad en el comportamiento, en el modelo FEM la degradación de propiedades del material es mucho más suave, debido a las limitaciones relativas a realizar este análisis mediante el módulo Standard de Abaqus, en el que no se pueden eliminar elementos una vez que han sido dañados completamente, a diferencia del módulo Explicit.

Por otro lado, siguiendo la evolución de las variables de daño de Hashin y de los elementos cohesivos pedidas al cálculo, se ha corroborado que esta no linealidad en el comportamiento es debida al daño del material. Se han extraído, de manera representativa del estado de cada elemento, capturas del nivel de daño alcanzado a un nivel de carga de 9 kN en cada uno de los modos de fallo (figuras 26-30). Se ha observado que el modo de fallo que a más elementos ha afectado a este nivel de carga ha sido el de tracción de la matriz. Esto ha podido inducir en la pérdida de rigidez del sistema reflejada en las gráficas anteriores.

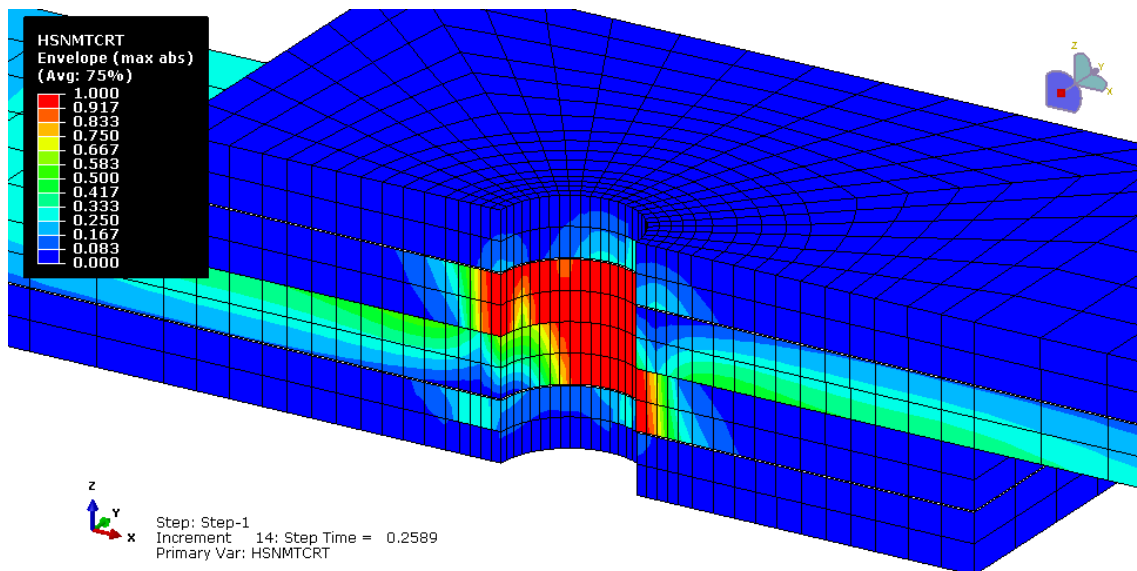


Figura 26. Daño en la matriz debido a tracción a una carga de 9 kN.

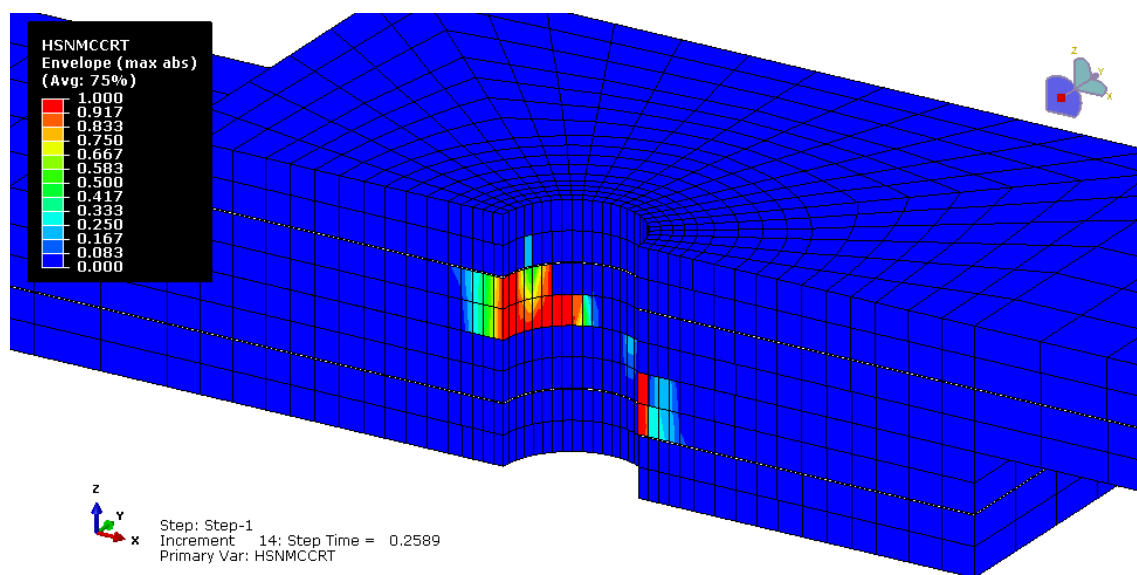


Figura 27. Daño en la matriz debido a compresión a una carga de 9 kN.

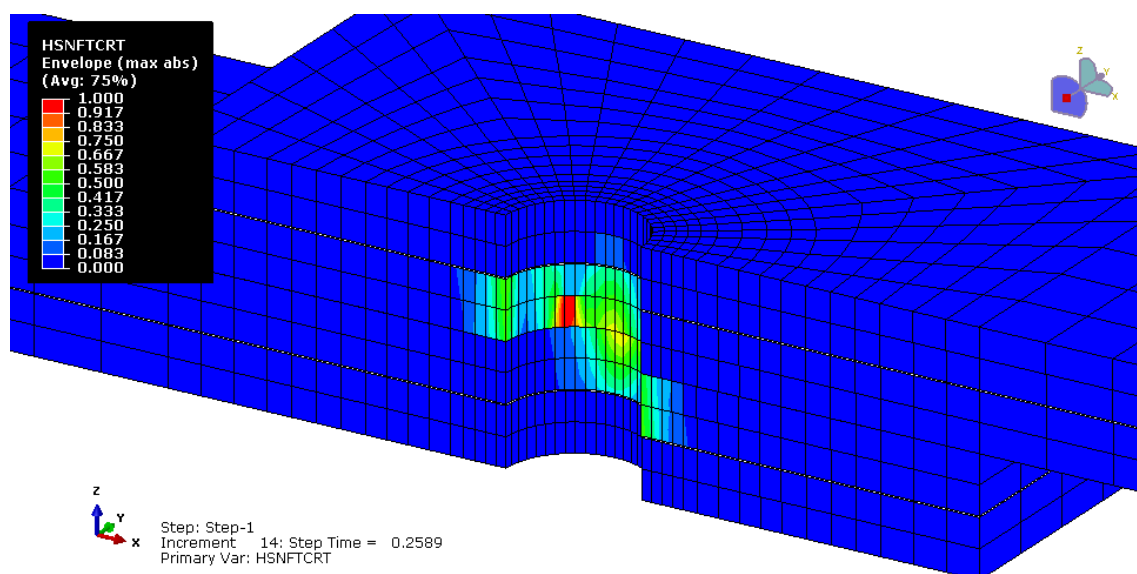


Figura 28. Daño en la fibra debido a tracción a una carga de 9 kN.

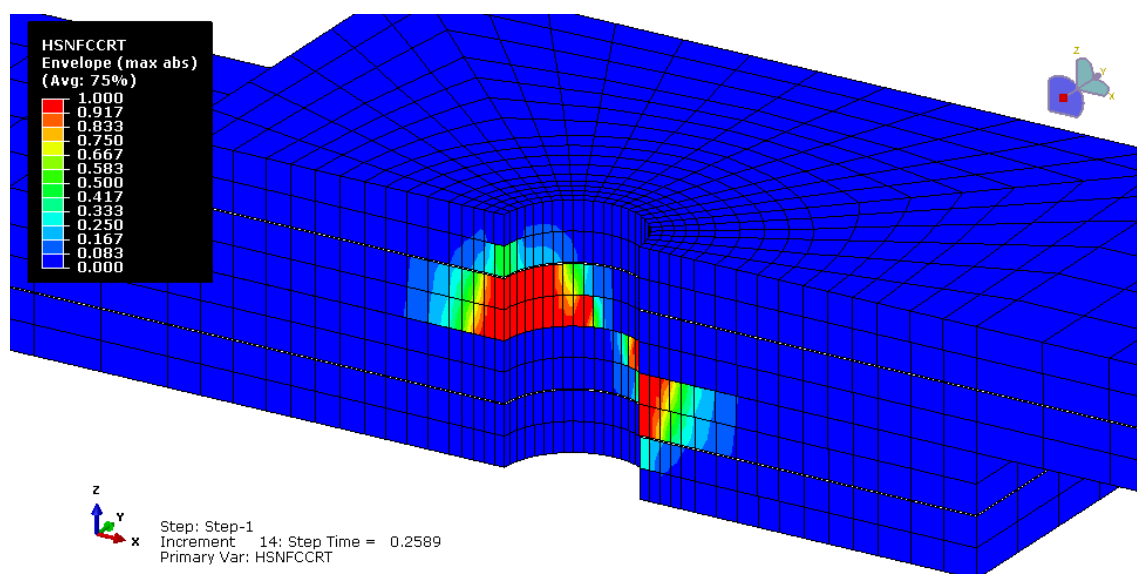


Figura 29. Daño en la fibra debido a compresión a una carga de 9 kN.

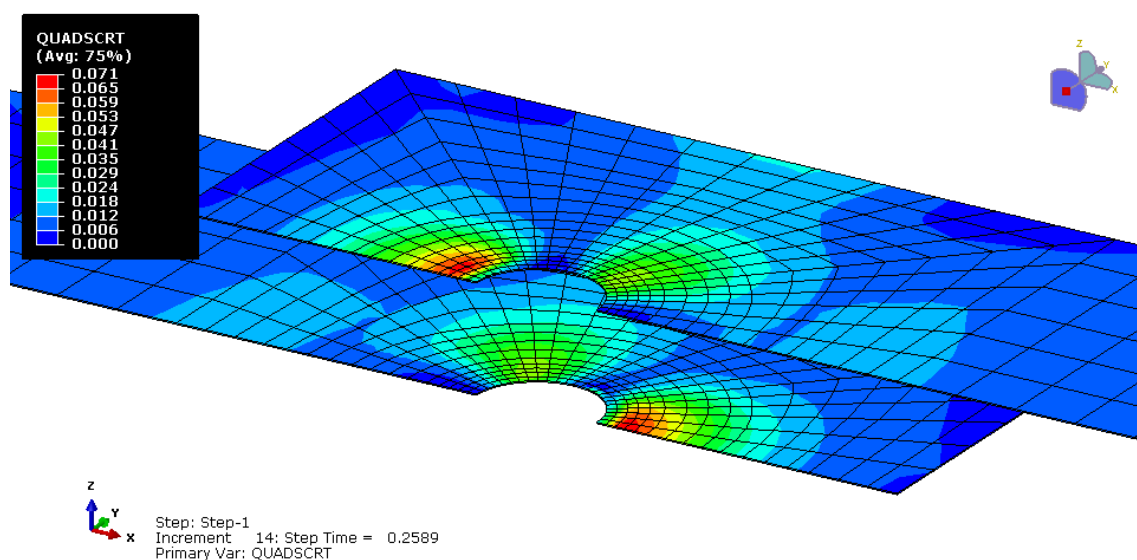


Figura 30. Daño en el cohesivo a una carga de 9 kN.

### 5.3 RESULTADOS DEL MODELO FEM DETALLADO: CONFIGURACIÓN 4

En la figura 31 se ha representado el comportamiento de la unión según la configuración 4 en el modelo FEM detallado comparado con el obtenido en el ensayo mecánico de esta configuración.

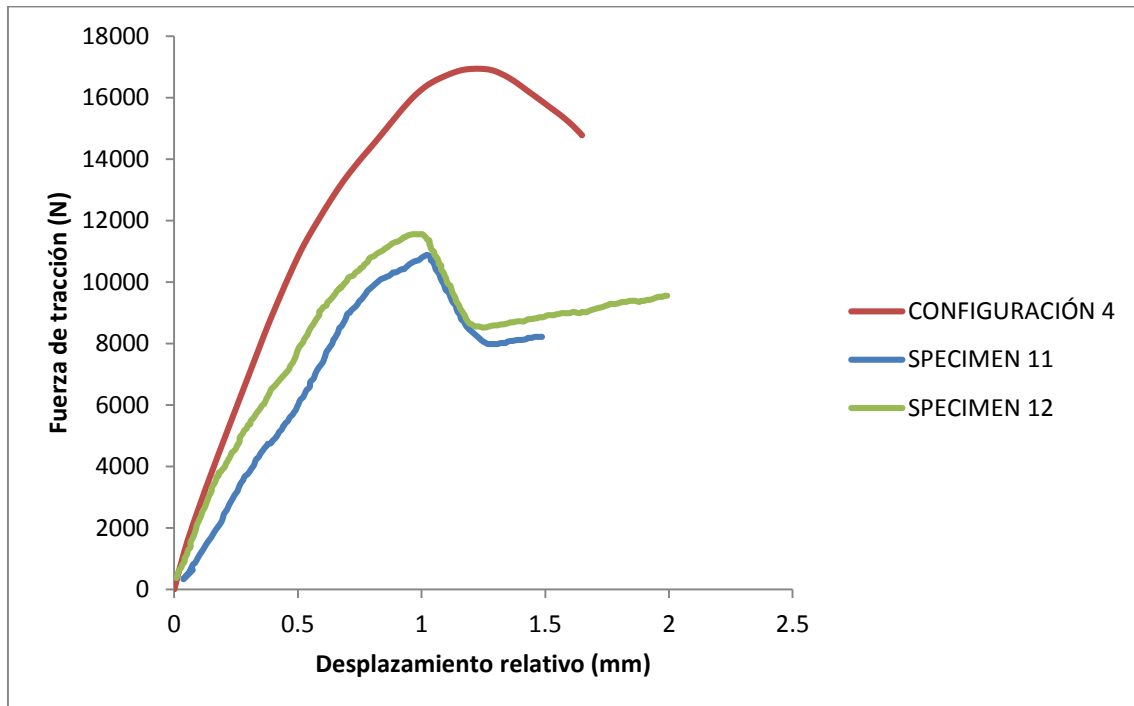


Figura 31. Comparativa del comportamiento de la unión entre el modelo FEM detallado y el ensayo experimental: configuración 4.

Como se puede apreciar, con este modelo no se ha podido representar tan adecuadamente como en el caso de la configuración 2 el comportamiento del sistema. La unión se ha mostrado más rígida en general, y esto puede ser debido a las propiedades asignadas al material de la placa de aluminio. En el artículo de referencia [1] no se especifica el tipo de aluminio concreto empleado, únicamente se da información de su módulo elástico (70GPa) y su coeficiente de Poisson (0.3). Por ello, al no conocer su curva plástica, se ha modelado como un material puramente elástico. En el caso de alcanzar tensiones superiores al límite elástico del aluminio del ensayo real, esto no lo ha captado el modelo FEM, y por tanto las propiedades de la placa de aluminio no se degradarían. Para evaluar esta situación se ha analizado la tensión existente en el aluminio con una carga de 4000 N, punto hasta el cual el modelo FEM ha correlado bien en resultados con el ensayo experimental. Y como se muestra en la figura 32, ya a ese nivel de carga se presentan

tensiones en el contorno del agujero en la placa de aluminio de hasta 600 MPa, tan elevadas como para haber comenzado la plastificación en el ensayo real.

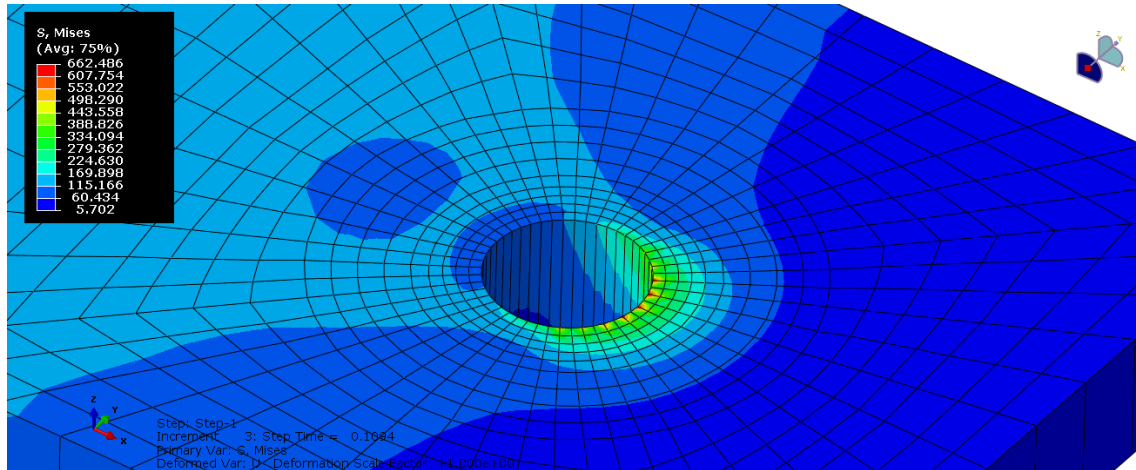


Figura 32. Tensiones de Von Mises en el contorno del agujero de la placa de aluminio.

#### 5.4 RESULTADOS DEL MODELO FEM SIMPLIFICADO

En la figura 33 se ha representado el comportamiento de la unión de configuración 2 según el modelo simplificado, comparado con los resultados del ensayo experimental y del modelo detallado.

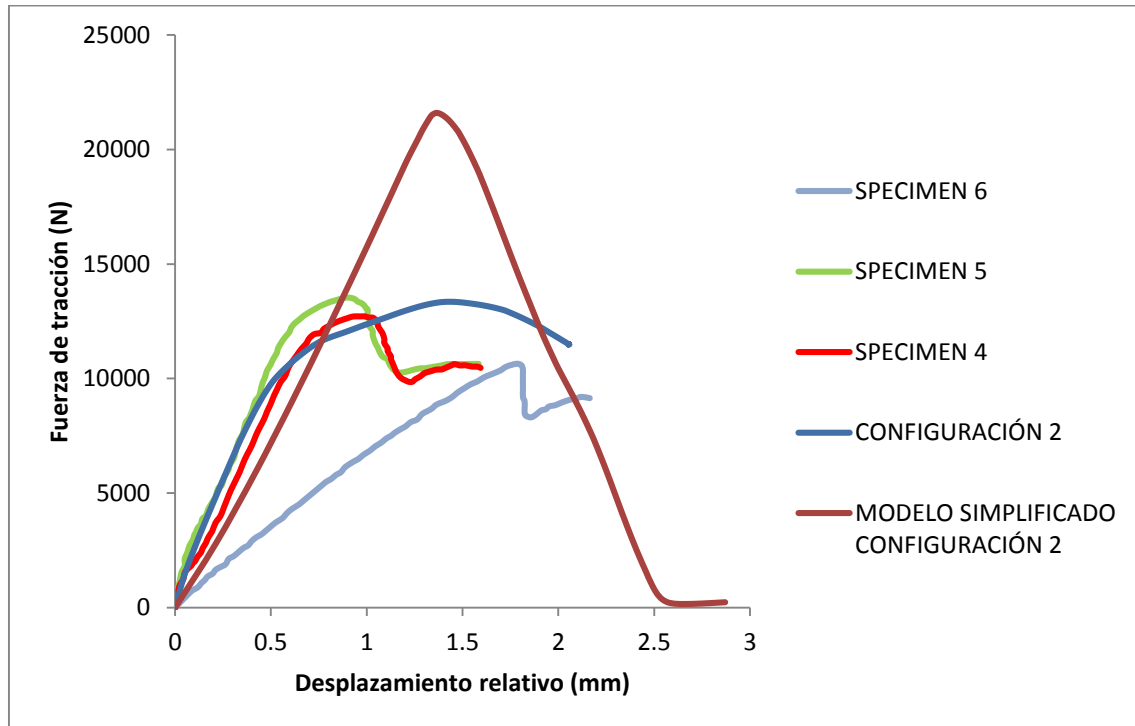


Figura 33. Comparativa del comportamiento de la unión entre el modelo FEM simplificado, el modelo FEM detallado y el ensayo experimental: configuración 2.

Como se puede apreciar, hasta la zona de inicio de la no linealidad en los especímenes ensayados y en el modelo 2 detallado, el modelo simplificado ha mostrado un comportamiento adecuado, comportándose algo menos rígido que éstos. Sin embargo a partir de este punto deja de tener validez ya que no es capaz de reflejar en su comportamiento el daño que se está produciendo en el material compuesto. Esto puede ser debido a que mediante el elemento conector “*fastener*” empleado no se puede transferir a los elementos aledaños al mismo los esfuerzos del mismo modo que lo hace el tornillo modelado como cuerpo sólido en el modelo detallado. La interconexión entre el “*fastener*” y la malla contigua se ejecuta mediante una interacción denominada “*coupling*” en Abaqus, que conecta los puntos en los que está anclado el “*fastener*” con los nodos existentes en un radio de acción igual al radio de la cabeza del tornillo, especificado a la hora de definir el “*fastener*”. Esta interacción va a imponer



desplazamientos a estos nodos, situados en la sección media del espesor de las placas. Pero no va a tener en cuenta por ejemplo, al estar modelado todo el espesor con un único elemento de tipo lámina, las diferencias de desplazamiento debido al giro del tornillo entre las capas más inferiores y más superiores de la placa. Esto va a inducir en unas tensiones “medias” representadas en la posición de la malla.

Además, el hecho de existir un agujero en la placa en el caso del modelo detallado y del ensayo mecánico, hace que éste actúe como concentrador de tensiones, aumentando las tensiones en esta zona. Como en el modelo simplificado no se ha simulado este agujero, estas tensiones no se producen, y por tanto se retrasa el inicio del daño del material.

Por otro lado, a la hora de calcular la rigidez del “*fastener*” a cortadura, es necesario tener en cuenta la rigidez de los materiales que une (ecuaciones 11, 12 y 13). Pero esta rigidez se considera invariante durante todo el proceso de carga ya que no se varían las propiedades del conector según avanza el daño en el material compuesto. Esta progresión del daño se traduce en la inactividad estructural de las láminas que quedan completamente dañadas, lo que variaría la rigidez del compuesto.

A partir de un desplazamiento relativo en torno a 1.5 mm se produce una pérdida total de rigidez del sistema posiblemente debida a la no linealidad geométrica del modelo tras una gran deformación.

Evalutando el estado del composite en el punto de inicio del daño dictaminado por el modelo detallado y por Riccio, se han analizado las variables de daño del material compuesto a una carga de 10 kN. En la figura 34 se muestra el daño en la matriz por tracción, única variable de Hashin que alcanza el valor 1 que indica el daño. Esto corrobora que el daño se produce más tarde debido al efecto no realista provocado por el “*fastener*” en los elementos contiguos.

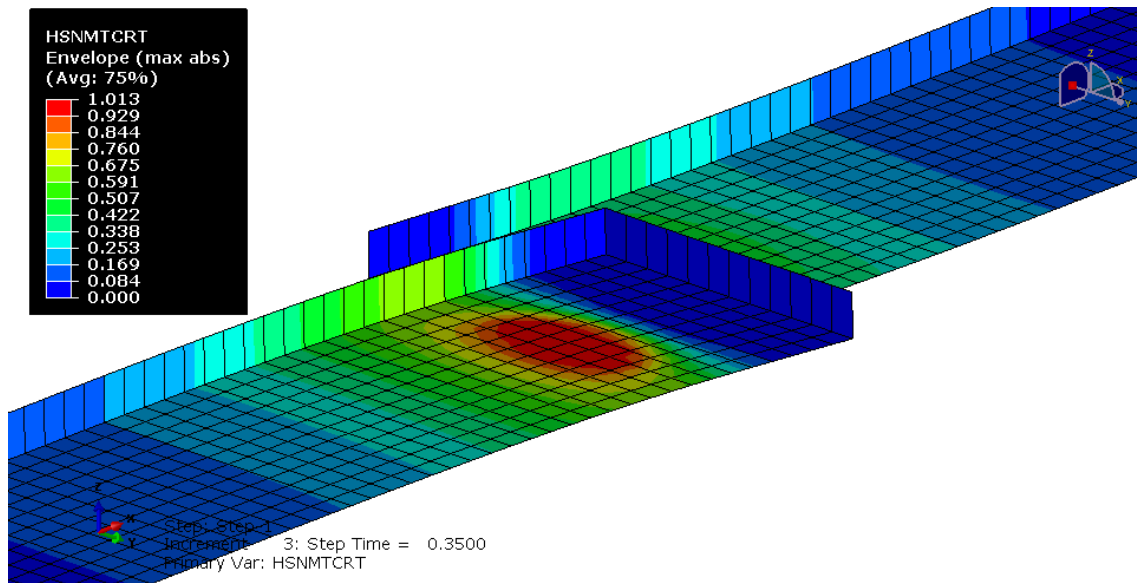


Figura 34. Daño en la matriz debido a tracción a una carga de 10 kN. Modelo simplificado.

En las figuras 35-37 se aprecia como las demás variables de daño están aún lejos del valor 1.

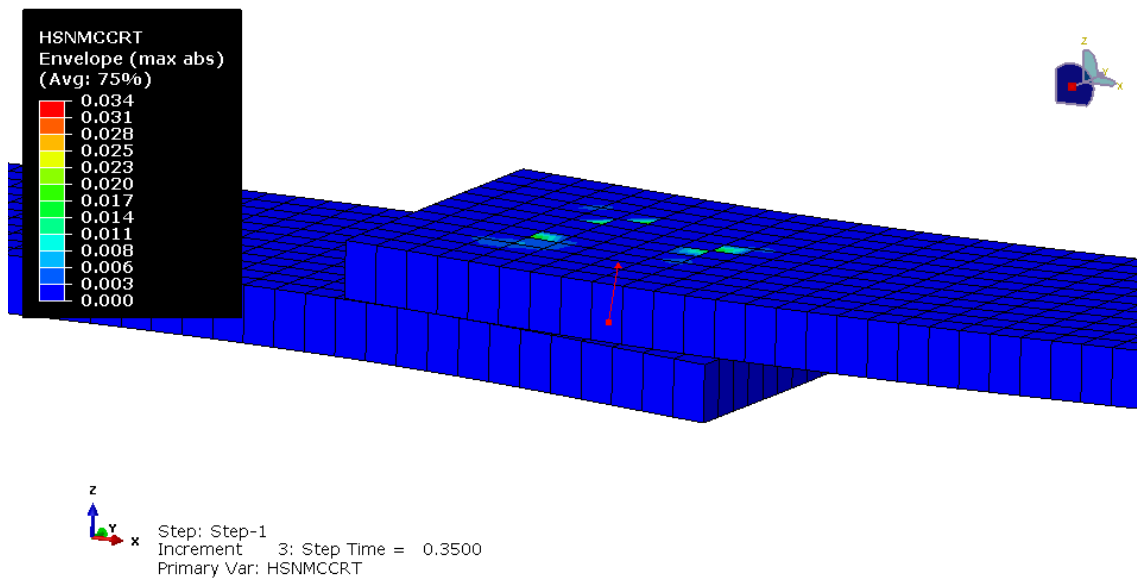


Figura 35. Daño en la matriz debido a compresión a una carga de 10 kN. Modelo simplificado.

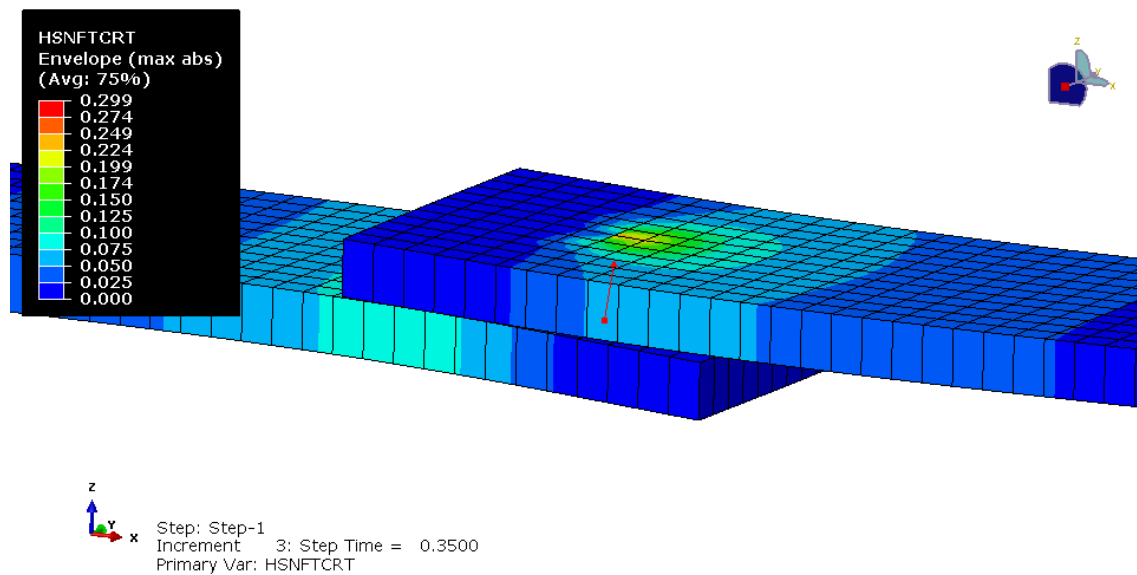


Figura 36. Daño en la fibra debido a tracción a una carga de 10 kN. Modelo simplificado.

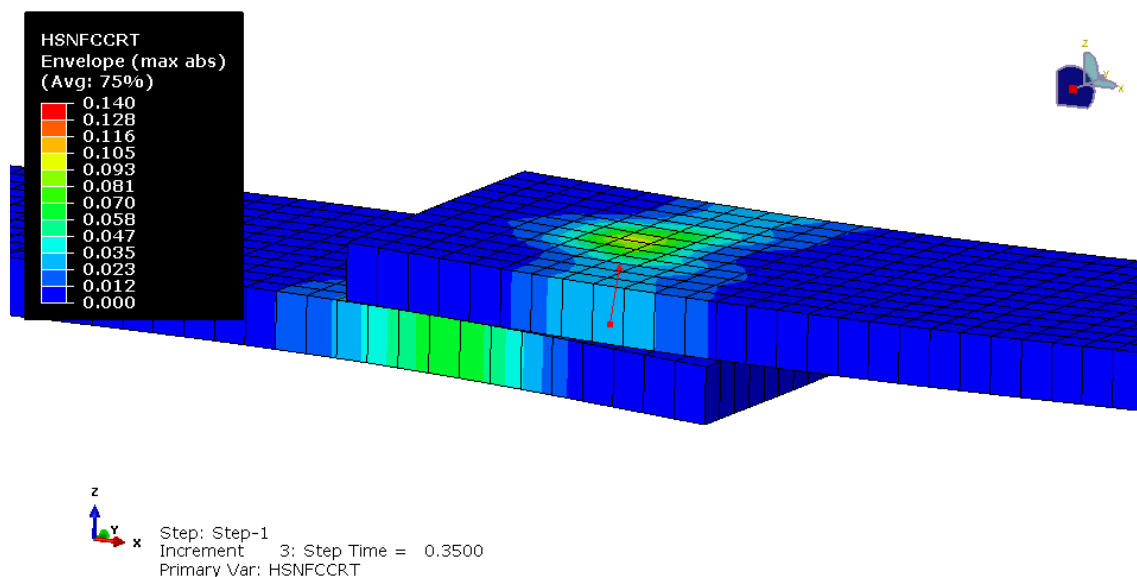


Figura 37. Daño en la fibra debido a compresión a una carga de 10 kN. Modelo simplificado.

## 5.5 CONCLUSIONES

Una vez realizados los análisis de los modelos FEM y comparados con el sistema ensayado mecánicamente, se puede concluir que se han desarrollado dos metodologías distintas de cálculo mediante elementos finitos de uniones atornilladas, en función del objetivo marcado para el cálculo.

En el caso de querer conocer el comportamiento de una unión de la cual no se predispone del rango de tensiones a las que va a estar sometida, es necesario prever cuál va a ser su límite antes de dañarse y cómo se va a comportar en el caso de que se llegue a producir el daño. Para ello sería necesario emplear un modelo FEM con un alto nivel de detalle del tipo de los utilizados en este proyecto.

Si por el contrario únicamente se quiere determinar la rigidez que va a tener una unión sabiendo que las tensiones a las que va a estar sometida son inferiores a las que provocarían el daño en la misma, se podría emplear un modelo FEM mucho más simplificado como lo es el del elemento “*fastener*”. Además del ahorro en tiempo a la hora de generarlo, el modelo simplificado tiene un coste computacional mucho menor: para la simulación de la configuración 2 descrita en este documento se ha realizado el análisis mediante 10 cpus y 12 gigabytes de memoria RAM empleando un tiempo de cálculo de 10 horas, mientras que para la misma configuración 2 simulada mediante el modelo simplificado, con los mismos medios computacionales, se han empleado 14 minutos. Esto supone una reducción del tiempo de cálculo de más del 90%

Con todo lo anterior expuesto, se puede deducir que se ha obtenido un modelo FEM bastante útil para calcular uniones atornilladas de manera eficiente sin necesidad de recurrir a ensayos experimentales.

## 5.6 TRABAJOS FUTUROS

Sería interesante estudiar los siguientes aspectos en trabajos futuros a realizar tomando como base este proyecto:

- Introducir propiedades plásticas al aluminio para determinar la influencia de la plasticidad de la placa de aluminio en el comportamiento global del sistema según la configuración 4.
- Realizar un mallado más fino en el tornillo, modelando en partes distintas el tornillo y la tuerca y asignando propiedades plásticas también al titanio para poder estudiar las tensiones adecuadamente en el elemento de unión.
- Emplear otras ecuaciones para el cálculo de la flexibilidad del “*fastener*” en lugar de las de Huth en el modelo simplificado.
- Modelizar la unión mediante un tornillo de cabeza avellanada no protuberante.
- Incluir en los modelos de detalle un cohesivo entre cada dos láminas para evaluar de forma global la delaminación.

# **CAPÍTULO 6**

## **BIBLIOGRAFÍA**

## 6.1 LIBROS Y PUBLICACIONES

- [1] A. Riccio, L. Marciano. Effects of Geometrical and Material Features on Damage Onset and Propagation in Single-lap Bolted Composite Joints under Tensile Load: Part I – Experimental Studies. Journal of Composite Materials December 2005 39: 2091-2112.
- [2] F. Paris, J. Cañas, J.C. Marín y A. Barroso, Introducción al Análisis y Diseño con Materiales Compuestos (2008)
- [3] ASM International Composites Volume 21.
- [4] Jones. Mechanics of Composite Materials.
- [5] ASTM D5961 / D5961M - 13 Standard Test Method for Bearing Response of Polymer Matrix Composite Laminates
- [6] J.M. Whitney, R.J. Nuismer. Stress Fracture Criteria for Laminated Composites Containing Stress Concentrations. Journal of Composite Materials July 1974 vol. 8 no. 3 253-265
- [7] Documentación Abaqus 6.12-1.
- [8] A350 Xwb Method For Sizing Of Bolted Joints. Documentación confidencial de Airbus.
- [9] Apuntes del departamento de Mecánica de Medios Continuos y Teoría de Estructuras de la Universidad Carlos III de Madrid.

## 6.2 DOCUMENTOS ELECTRÓNICOS O SITIOS WEB

- [10] <http://www.aemac.org>
- [11] [http://www.instron.com.es/wa/home/default\\_es.aspx](http://www.instron.com.es/wa/home/default_es.aspx)
- [12] <http://ingenieriademateriales.wordpress.com/2012/12/31/mecanismos-de-fallo-en-uniones-remachadas-de-material-compuesto/>
- [13] <http://upcommons.upc.edu/pfc/bitstream/2099.1/5597/3/02%20.pdf>
- [14] <http://www.astm.org/Standards/D5961.htm>
- [15] [http://ocw.uc3m.es/mecanica-de-medios-continuos-y-teoria-de-estructuras/elasticidad-resistencia-de-materialesii/material-de-clase-1/CAPITULO\\_7.pdf](http://ocw.uc3m.es/mecanica-de-medios-continuos-y-teoria-de-estructuras/elasticidad-resistencia-de-materialesii/material-de-clase-1/CAPITULO_7.pdf)